Em Órbita

Vol. 8 - N.º 84 – Janeiro de 2009
(edição mensal)

A primeira publicação electrónica sobre Astronáutica e a Conquista do Espaço em português

Em Órbita n.º 84 (Vol. 8) – Janeiro de 2009

Índice

Estatísticas dos Lançamentos Orbitais em 2008	**4**
Lançamentos orbitais em 2008	**8**
O Projecto Manhigh	**14**
Lançamentos orbitais – Dezembro de 2008	**17**
Yangan-4: detecção remota ou espião em órbita	**18**
Lançamento do Cosmos 2446	**20**
Ciel-2 em órbita	**25**
Yangan-5	**33**
A última missão da Arianespace em 2008	**35**
Lançamento do Feng Yun-2E	**39**
Três novos satélites para a rede GLONASS	**44**
Quadro de lançamentos recentes	**51**
Outros objectos catalogados	**52**
Regressos / Reentradas	**52**
Lançamentos previstos para Fevereiro / Março	**54**
Próximos lançamentos tripulados	**55**
Futuras Expedições na ISS	**57**
Cronologia Astronáutica (XLVI)	**59**
Estatísticas Voo Espacial Tripulado	**60**
Explicação dos termos técnicos	**63**

O boletim *Em Órbita*, dedicado à Astronáutica e à Conquista do Espaço, é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal. Versão *web* (http://www.zenite.nu/orbita/ - www.zenite.nu): Estrutura: José Roberto Costa; Edição: Rui C. Barbosa

Neste número colaboraram José Roberto Costa, Manuel Montes e *John C. Keel*.

Qualquer parte deste boletim não deverá ser reproduzida sem a autorização prévia do autor.

Rui C. Barbosa (Membro da *British Interplanetary Society*)
BRAGA
PORTUGAL

00 351 93 845 03 05
rcb@netcabo.pt

Na Capa: O foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-16) transportando o satélite Feng Yun-2E nos primeiros momentos da sua missão lançado a partir de Xi Chang.

Campanha da ANIMAL Contra as Touradas em Portugal

Tourada, Não! Abolição!

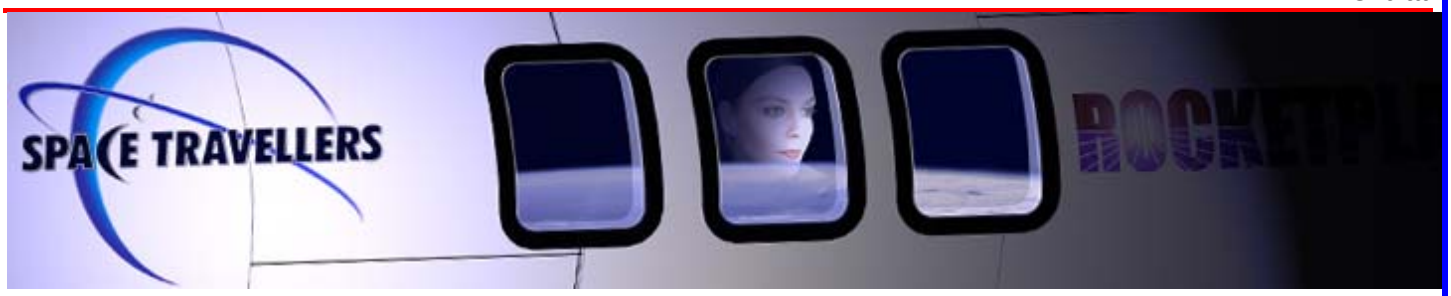
Conheça o Horror e a Perversão das Touradas em www.Animal.org.pt.

Seja parte da Mudança. Junte-se à ANIMAL!

Torne-se sócia/o da ANIMAL e apoie a organização na defesa dos direitos dos animais. Inscreva-se através de socios@animal.org.pt.

Junte-se ao Grupo de Activismo da ANIMAL. Inscreva-se enviando um e-mail em branco para activismo_animal-subscribe@yahoogroups.com.

Para mais informações, por favor contacte a **ANIMAL** através do e-mail info@animal.org.pt ou visite o site www.animal.org.pt.



WELCOME TO THE EXTRAORDINARY REALM OF "SPACE TRAVELLERS!"

Space Travellers has contacts around the globe – and out into the universe – which make it possible for you to go back stage of the greatest star-filled production in the history of man-kind. The stage, normally reserved for professionals and scientists, is set and the spotlight is on you! What will your adventure be? A walk in space? A week in orbit? Or are you a hardcore performer… rocketing up to the International Space Station to rub elbows with the stars? The choice is yours!

Around the globe, whether it's Europe, Russia, South America, Japan, or in the United States, adventurous and curious humans are thirsty for a new kind of excitement. Are you the type to journey into the universe via an observatory in the Atacama Desert, or how about a jaunt in a Russian MiG – 31 fighter jet… out to the "Edge of Space?" Experience weightlessness with a group of friends in a parabola flight, or plan the trip you've dreamed of since you were a small child, standing under a vast, dark dome filled with stars so bright you were sure you could just reach out… farther…a little farther… until you touch the sky. Take off on a flight of your own… whatever your pleasure; we can meet your wants, needs, dreams and desires!

If it's the business of space travel you are interested in, we are experts in the field of promotion and booking. We can organize space-oriented events and fairs, from astronomy to flight experiences, and even space travel. Your participants and clients will be astonished when they find out what adventures await them! We have the products and services you need, and we can customize your logos and art work around our "12th Floor Adventures." Market yourself world-wide with our marketing concepts.

Space Travellers can offer you all of the products and promotional items you need, so that your presentation to the public is professional and exciting. We are space experts and we put our knowledge to work for you. We've done all of the research for you. In addition, we can handle all of your publicity for you: press releases professionally composed with your audience in mind, articles suitable for magazines and newspapers, and testimonials from our satisfied customer who have experienced space travel, flight experiences, and who have gained first-hand knowledge of astronomical sciences.

We will work with you step-by-step to ensure your success and customer satisfaction. Give us the opportunity to become your partner in space travel.

Those who came before us made certain that this country rode the first waves of the industrial revolution, the first waves of modern invention and the first wave of nuclear power. And this generation does not intend to founder in the backwash of the coming age of space. We mean to be part of it - we mean to lead it. - John F. Kennedy

A *Space Travellers* oferece uma variada gama de actividades relacionadas com a aventura espacial desde programas orbitais e suborbitais, voos em caças a jacto, programas de voo de gravidade zero, treino de cosmonauta, e vários programas de visitas a centros espaciais.

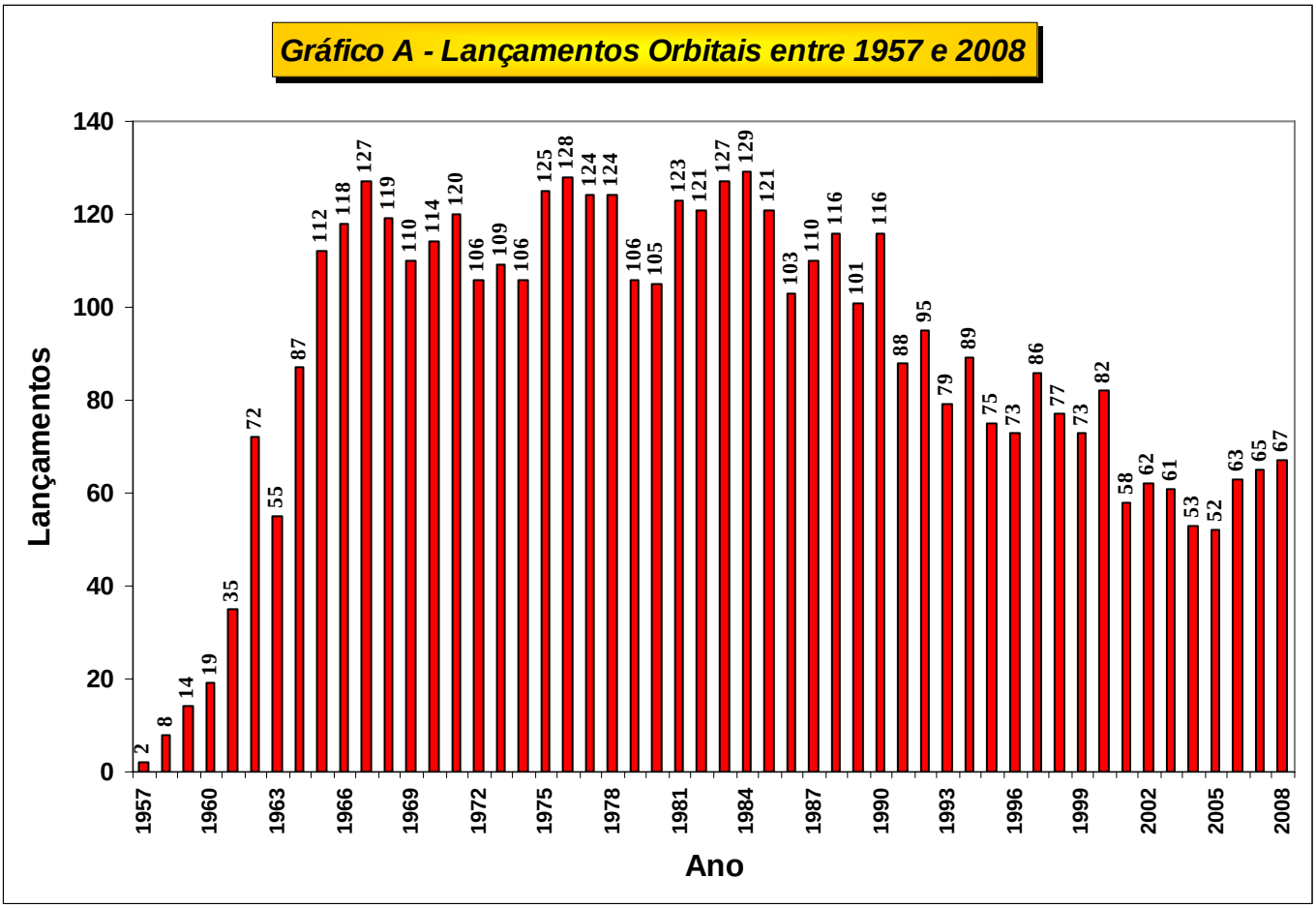
Para mais informações visite

http://www.space-travellers.com/

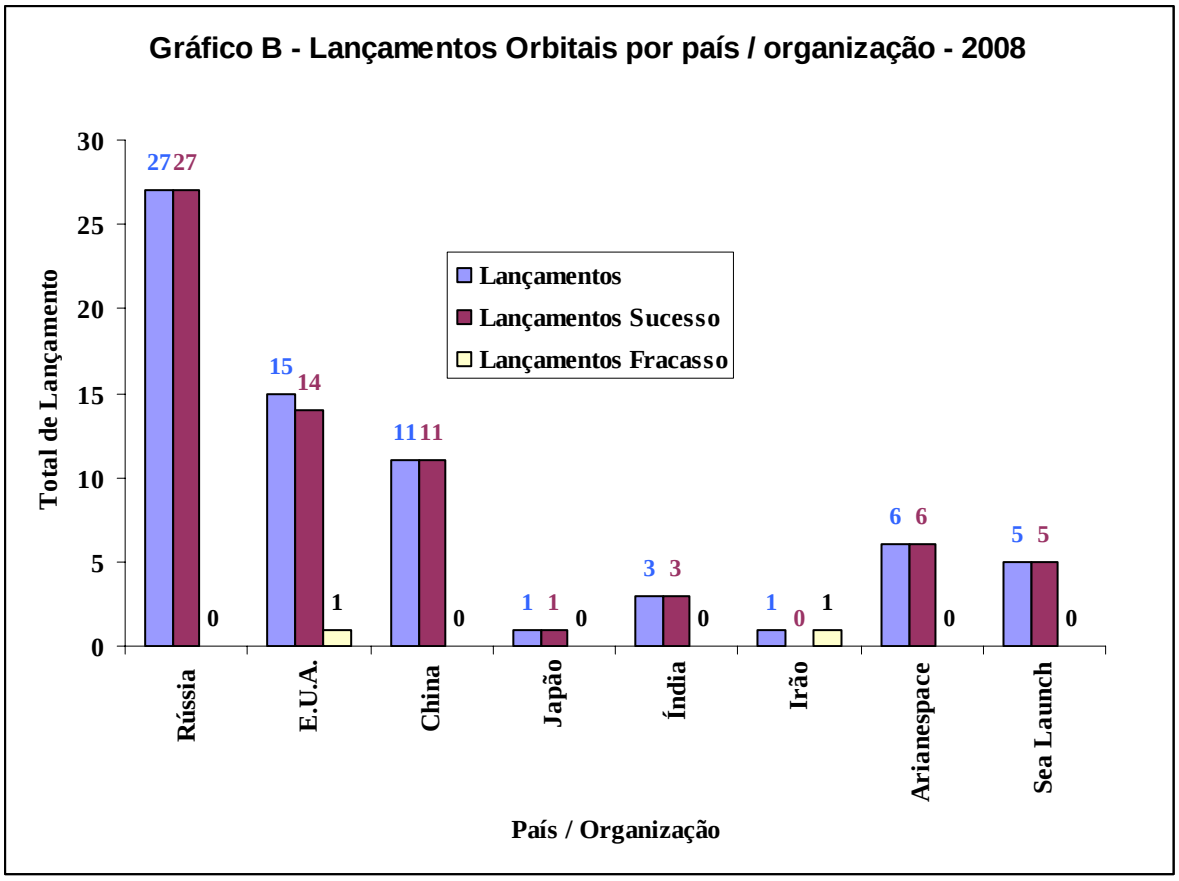
Space Travellers ® is the European liaison of the SPACE FRONTIER FOUNDATION Advancing NewSpace

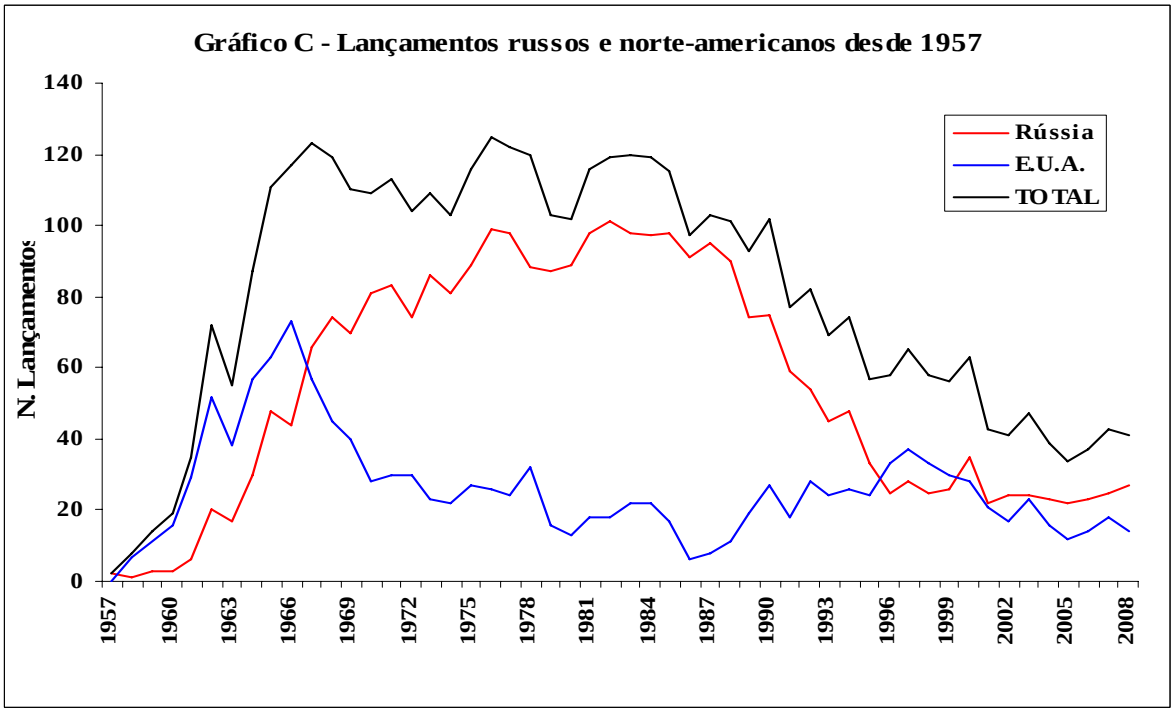
Estatísticas dos Lançamentos Orbitais de 2008

O ano de 2008 encerra com 69 tentativas de lançamentos orbitais dos quais 67 tiveram sucesso ou um sucesso relativo, seguindo assim a ligeira tendência crescente no que diz respeito ao total de tentativas de lançamentos orbitais levadas a cabo. Em comparação com 2007 nota-se o ligeiro aumento nas tentativas de lançamentos orbitais (68 em 2007). O Gráfico A "Lançamentos Orbitais entre 1957 e 2008" mostra a evolução dos totais de lançamentos orbitais desde o nascimento da Era Espacial até aos nossos dias.

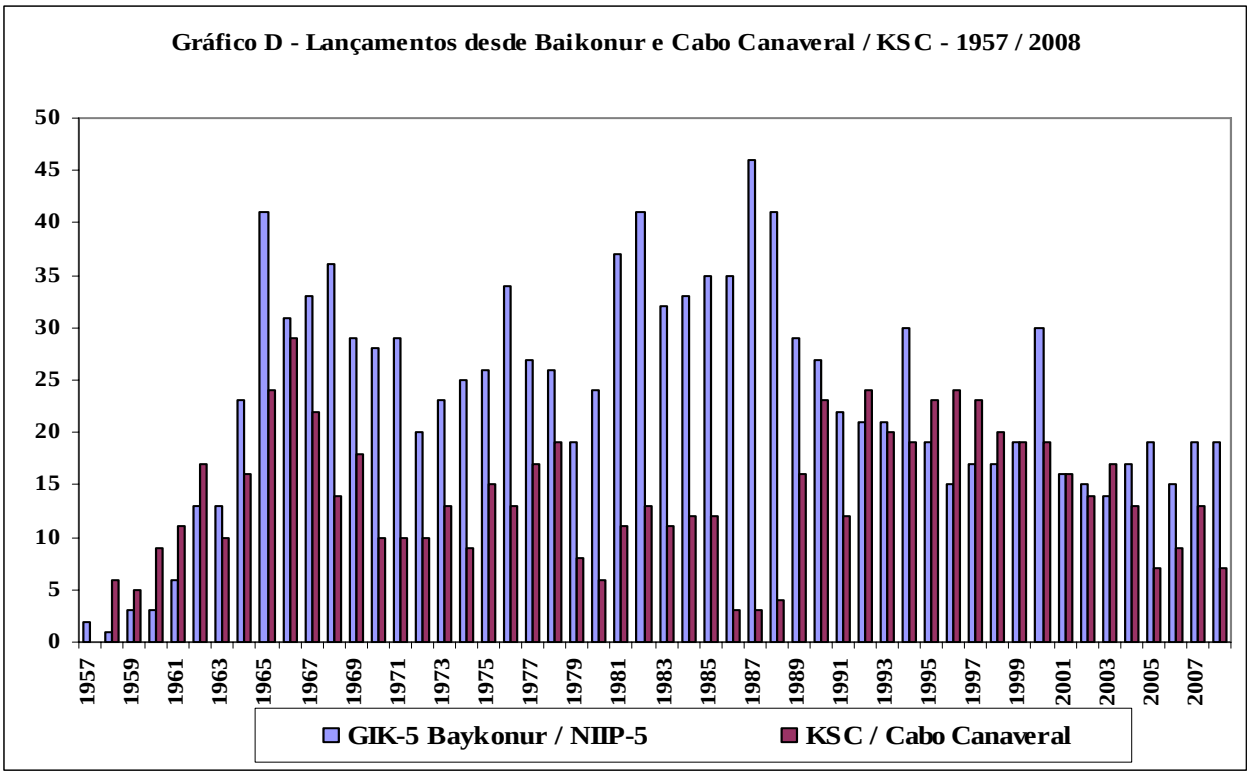


Mais uma vez a Rússia consegue manter a liderança no número de lançamentos orbitais levando a cabo um total de lançamentos bem superior às restantes nações espaciais e organizações comerciais, tal como se pode verificar no Gráfico B "Lançamentos Orbitais por País – 2007" e no Gráfico D "Lançamentos Russos e Americanos desde 1957.



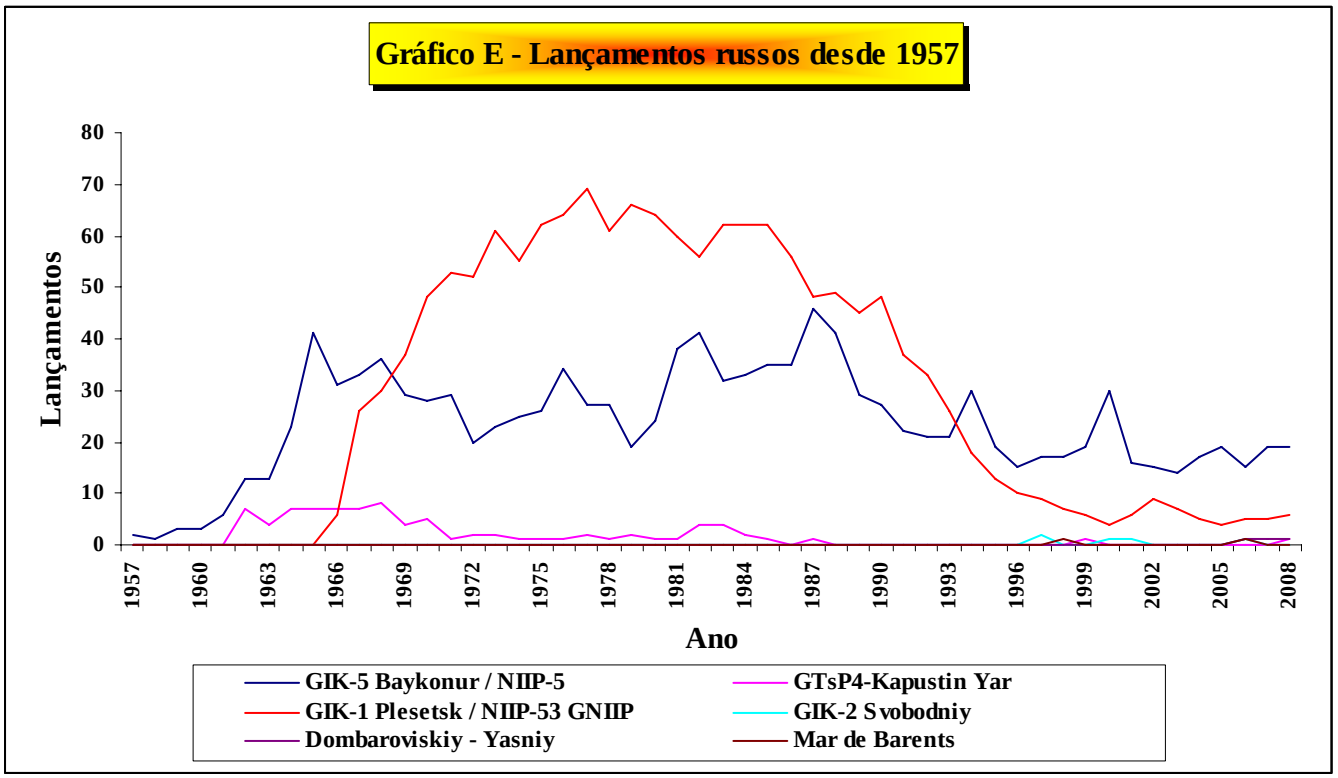


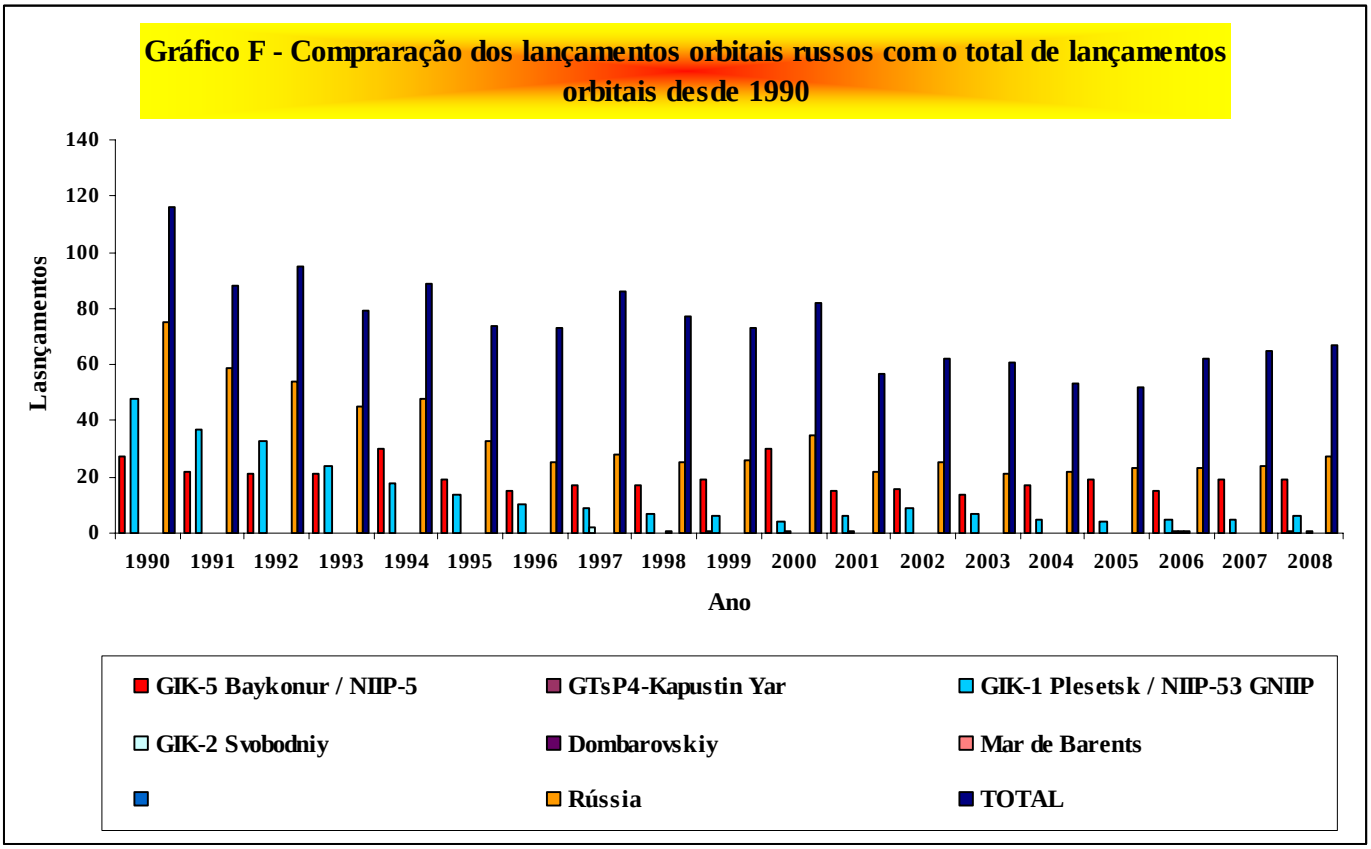
Se compararmos o número de lançamentos realizados em 2008 desde o Cosmódromo de Baikonur e o Cabo Canaveral (incluindo o Centro Espacial Kennedy – KSC), verifica-se uma considerável diferença entre estes dois polígonos de lançamento (Baikonur, 19 lançamentos; Cabo Canaveral / KSC, 7 lançamentos), como se verifica no Gráfico D "Lançamentos desde Baikonur e Cabo Canaveral / KSC – 1957 / 2008".



Desde o final da Guerra-fria que o número de lançamentos realizados desde o Cosmódromo GIK-1 Plesetsk tem diminuído, Gráfico F ("Lançamentos Russos desde 1957").

Ao contrário do que se possa pensar, o Cosmódromo de Plesetsk (1509 lançamentos) é o polígono de lançamentos com o valor de lançamentos orbitais mais elevado, sendo antes do final da Guerra-fria o local mais activo. Nos últimos anos este título perdeu-se se bem que terão de passar muitos anos até que algum outro polígono consiga um número total de lançamentos tão alto como o de GIK-1 Plesetsk: Cosmódromo de Baikonur 1219; Cabo Canaveral / KSC - 720. Comparativamente a 2007, Plesetsk registou mais 1 lançamento orbital (6 lançamentos).





Em relação às outras nações espaciais de referir os 11 lançamentos orbitais por parte da China que assim afirma a posição de terceira potência espacial e estabelece um recorde de lançamentos anuais. De referir também o único lançamento orbital do Japão em 2008, os 6 lançamentos orbitais por parte da *Arianespace*, os 5 lançamentos orbitais por parte da *Sea Launch* e os 3 lançamentos por parte da Índia.

Os 67 lançamentos orbitais registados em 2008 correspondem a 1,45% dos lançamentos ocorridos desde 1957.

Como nota final relacionada com as estatísticas dos lançamentos orbitais de 2008 convém referir que decidi considerar o lançamento iraniano levado a cabo a 16 de Agosto de 2008 com uma tentativa falhada de colocar em órbita um satélite artificial. As agências de imprensa iranianas referiram antes do lançamento que este seria uma tentativa para colocar em órbita o satélite. Sendo uma sociedade onde a imprensa livre é inexistente, facilmente se deduz que os dados disponíveis para essa imprensa tiveram como fonte o governo iraniano que após o lançamento certamente se viu forçado a alterar a sua versão para a realização de um lançamento suborbital precursor de um futuro lançamento orbital. Porém, irão passar alguns anos até que se saiba a verdadeira natureza deste e de outros lançamentos entretanto levados a cabo pela república islâmica.

Lançamentos Orbitais em 2008

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo no ano de 2008. Por debaixo de cada lançamento está referida uma sequência de quatro números que indica respectivamente o apogeu orbital (km), o perigeu orbital (km), a inclinação orbital em relação ao equador terrestre (º) e o período orbital (minutos). Estes dados são fornecidos pelo *SpaceTrack*. Estes são os dados mais recentes para cada veículo à altura da edição deste número do boletim Em Órbita.

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local	Peso (kg)
(Apogeu / Perigeu / Inclinação orbital / Período orbital) – Data de regresso (reg) / reentrada (ree)							
15 Jan.	1148:59	2008-001A	32404	Thuraya-3	11K77 Zenit-3SL/DM-SL	Oc. Pacífico, Odyssey	
(35808 / 35766 / 5,77 / 1436,12)							
21 Jan.	0345	2008-002A	32476	TecSAR (Polaris)	PSLV-C10 (PSLV-CA)	Centro Espacial Satish Dawan, FLP	
(571 / 406 / 41,02 / 94,38)							
28 Jan.	0018	2008-003A	32478	Ekspress-AM33	8K82KM Proton-M/Briz-M	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	
(35793 / 35781 / 0,02 / 1436,11)							
05 Fev.	1302:57	2008-004A	32484	Progress M-63 (ISS-29P)	11A511U Soyuz-U (Ts15000-106)	GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5	
Reentou a 7 de Abril de 2008							
07 Fev.	1945:30	2008-005A	32486	STS-122 (ISS-1E)	OV-104 Atlantis	Centro Espacial Kennedy, LC-39A/MLP-2	
Regressou à Terra a 20 de Fevereiro de 2008							
					Columbus		
(Permanece acoplado à ISS)							
11 Fev.	1134:00	2008-006A	32487	Thor-5 (Thor-2R)	8K82KM Proton-M/Briz-M	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	
(35798 / 35773 / 0,06 / 1436,07)							
23 Fev.	0855	2008-007A	32500	Kizuna (WINDS)	H-2A/2024 (F14)	Tanegashima, Yoshinubo LP1	
(35793 / 35782 / 0,06 / 1436,14)							
09 Mar.	0403:04	2008-008A	32686	ATV-1 'Jules Verne'	Ariane-5ES (V181/L537)	CSG Kourou, ELA3	
Reentou a 29 de Setembro de 2008							
11 Mar.	0628:14	2008-009A	32699	STS-123 / ISS-01J/A	OV-105 Endeavour	Centro Espacial Kennedy, LC-39A/MLP-2	
Regressou à Terra a 26 de Março de 2008							
				JEM Kibo			
(Permaneceu acoplado à ISS)							
				SLP-D1 / SPDM Dextre			
(Permaneceu acoplado à ISS)							
13 Mar.	1002	2008-010A	32706	USA-200 (NROL-28)	Atlas-5/411 (AV-006)	Vandenberg AFB, SLC-3E	
(Parâmetros orbitais não divulgados)							
				SBRIS HEO-2			
(Parâmetros orbitais não divulgados)							
				TWINS-B			
(Parâmetros orbitais não divulgados)							

14 Mar.	2318:55	2008-011A	32708	AMC-14	8K82KM Proton-M/Briz-M	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
(35988 / 35585 / 13,08 / 1436,1)						
15 Mar.	0610:00	2008-012A	32711	USA-201 (GPS-IIR-19)	Delta-2 7925-9.5 (D332)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
(20242 / 20122 / 55,35 / 717,98)						
19 Mar.	2247:59	2008-013A	32729	DirecTV-11	11K77 Zenit-3SL/DM-SL (SL-32)	Oc. Pacífico, Odyssey
(35787 / 35786 / 0,01 / 1436,1)						
27 Mar.	1716:18	2008-014A	32750	SAR-Lupe 4	11K65M-SL Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
(502 / 471 / 98,13 / 94,34)						
08 Abr.	1116:39	2008-015A	32756	Soyuz TMA-12 (ISS-16S)	11A511U-FG Soyuz-FG (Sh15000-024)	GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Regressou à Terra a 24 de Outubro de 2008						
14 Abr.	2012:00	2008-016A	32763	ICO-G1	Atlas-5/421 (AV-014)	Cabo Canaveral, SLC-41
(35800 / 35774 / 5,65 / 1436,11)						
16 Abr.	1707:48	2008-017A	32765	C/NOFS (P00-3/CINDI)	L-1011 Stargazer / Pegasus-XL	Reagan Test Site, Atol Kwajalein
(847 / 405 / 13,01 / 97,23)						
18 Abr.	2216	2008-018A	32767	VINASAT-1	Ariane-5ECA (V182/L539)	CSG Kourou, ELA3
(35794 / 35779 / 0,02 / 1436,09)						
		2008-018B	32768	Star One C-2		
(35797 / 35777 / 0,03 / 1436,1)						
25 Abr.	1535:11	2008-019A	32779	TL-1 Tian Lian-1	CZ-3C Chang Zheng-3C (CZ3C-1)	Xi Chang, LC2
(35794 / 35781 / 0,02 / 1436,14)						
26 Abr.	2216:02	2008-020A	32781	GIOVE-B (GTSB-V2B)	11A511U-FG Soyuz-FG/Fregat (15000-016/1008)	GIK-5 Baikonur, LC31 PU-6
(23218 / 23117 / 55,96 / 842,35)						
28 Abr.	03:53:51	2008-021A	32783	CartoSat-2A	PSLV-C9	Satish Dawan SHAR, Sriharikota Isl, SLP
(645 / 622 / 97,97 / 97,39)						
		2008-021B	32784	CanX-6 (NSL-5)		
(638 / 614 / 97,96 / 97,23)						
		2008-021C	32785	Cute-1.7+APD-2		
(636 / 613 / 97,96 / 97,2)						
		2008-021D	32786	IMS-1		
(639 / 620 / 97,96 / 97,29						
		2008-021E	32787	COMPASS-1		
(637/ 612 / 97,96 / 97,2)						
		2008-021F	32788	AAUSat-2		
(636/ 612 / 97,96 / 97,19						
		2008-021G	32799	DELFI-C3		
(636/ 612 / 97,96 / 97,19						
		2008-021H	32790	CanX-2		
(637/ 613 / 97,96 / 97,2)						
		2008-021J	32791	SEEDS-1		
(637/ 613 / 97,91 / 97,26)						
		2008-021K		Rubin-8-AIM		
(661 / 621 / 97,91 / 97,53)						

28 Abr.	0500:05	2008-022A	32794	AMOS-3 (AMOS-60)	11K77 Zenit-3SLB/DM-SLB	GIK-5 Baikonur, LC45/1
(35790 / 35784 / 0,08 / 1436,1)						
14 Mai.	2022:56	2008-023A	32847	Progress M-64 (ISS-29P)	11A511U Soyuz-U (Shch15000-110)	GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Reentou a 8 de Setembro de 2008						
21 Mai.	0943:59	2008-024A	32951	Galaxy-18	11K77 Zenit-3SL/DM-SL (SL-29/29L)	Oc. Pacífico, Odyssey
(35800 / 35773 / 0,01 / 1436,11)						
23 Mai.	1520:09	2008-025A	32953	Yubileyniy	Rokot-KM/Briz-M	GIK-1 Plesetsk, LC133/1
(1510 / 1478 / 82,51 / 115,85)						
		2008-025B	32954	Cosmos 2437		
(1512 / 1479 / 82,5 / 115,88)						
		2008-025C	32955	Cosmos 2438		
(1510 / 1475 / 82,5 / 115,83)						
		2008-025D	32956	Cosmos 2439		
(1511 / 1477 / 82,51 / 115,85)						
27 Mai.	0302:33	2008-026A	32958	FY-3A Feng Yun-3A	CZ-4C Chang Zheng-4C (CZ4C-1)	Taiyuan, LC1
(828 / 826 / 98,78 / 101,44)						
31 Mai.	2102:12	2008-027A	32960	STS-124 / ISS-01J	OV-103 Discovery	Centro Espacial Kennedy, LC39A
Regressou à Terra a 14 de Junho de 2008						
				Kibo (FEM-PM)		
(Permaneceu acoplado à ISS)						
				JEM RMS		
(Permaneceu acoplado à ISS)						
09 Jun.	1215:04	2008-028A	33051	ZX-9 Zhong Xing-9	CZ-3B Chang Zheng-3B (CZ3B-10)	Xi Chang, LC2
(35816 / 35758 / 0,04 / 1436,13)						
11 Jun.	1605:01	2008-029A	33053	GLAST	Delta-2 7920Heavy-10C (D333)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17B
(562 / 542 / 25,58 / 95,69)						
12 Jun.	2154	2008-030A	33055	Skynet-5C	Ariane-5ECA (V183/L540)	CSG Kourou, ELA3
(35805 / 35768 / 0,47 / 1436,1)						
		2008-030B	33056	Turksat-3A		
(35802 / 35771 / 0,02 / 1436,1)						
19 Jun.	0636:45	2008-031A	33060	Orbcomm FM-38	11K65M Kosmos-3M	GTsP-4 Kapustin Yar, LC107
(670 / 661 / 48,45 / 98,05)						
			33061	Orbcomm FM-41		
(669 / 661 / 48,45 / 98,05)						
			33062	Orbcomm FM-29		
(672 / 661 / 48,45 / 98,07)						
			33063	Orbcomm FM-39		
(674 / 660 / 48,45 / 98,08)						
			33064	Orbcomm FM-37		
(671 / 661 / 48,45 / 98,07)						

			33065	Orbcomm FM-40		
(673 / 661 / 48,45 / 98,09)						
20 Jun.	0746:25	2008-032A	33105	OSTM Jason-2	Delta-2 7320-10 (D334)	Vandenberg AFB, SLC-2W
(1344 / 1332 / 66,05 / 112,42)						
26 Jun.	2359	2008-033A	33108	Cosmos 2440	8K82K Proton-K/DM-3	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
(35810 / 35766 / 1,78 / 1436,17)						
07 Jul.	2147	2008-034A	33153	ProtoStar-1	Ariane-5ECA (V184/L541)	CSG Kourou, ELA3
(35797 / 35796 / 0,01 / 1436,1)						
		2008-034B	33154	Badr-6		
(35808 / 35763 / 0,04 / 1436,05)						
16 Jul.	0520:59	2008-035A	33207	EchoStar-XI	11K77 Zenit-3SL/DM-SL (SL-34)	Oc. Pacífico, Odyssey
(35799 / 35774 / 0,02 / 1436,09)						
22 Jul.	0240:09	2008-036A	33244	SAR-Lupe 5	11K65M-SL Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
(501 / 472 / 98,14 / 94,34)						
26 Jul.	1831:35	2008-037A	33272	Cosmos 2441	14A14 Soyuz-2.1b	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
(735 / 711 / 98,28 / 99,25)						
03 Ago.	0334	2008-F01	-	Traiblazer	Falcon-1 (F3)	Ilha de Omelek, Atol Kwajalein
				PRESat (PharmaSat Risk Evaluation)		
				NanoSail-D		
				Celestis-Explores		
14 Ago.	2044	2008-038A	33274	Superbird-7	Ariane-5ECA (V185)	CSG Kourou, ELA3
(35803 / 35772 / 0,28 / 1436,14)						
		2008-038B	33275	AMC-21		
(35799 / 35775 / 0,05 / 1436,11)						
16 Ago.	1932(?)	2008-F02	-	Safir-e-Omid	Safir-1	Semnan
18 Ago.	2243:00	2008-039A	33278	Inmarsat-4 F3	8K82KM Proton-M/Briz-M	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
(35800 / 35774 / 2,97 / 1436,12)						
29 Ago.	0715:53	2008-040A	33312	RapidEye-1 'Tachys'	15A18 Dnepr-1	GIK-5 Baikonur, LC109/95
(647 / 612 / 97,98 / 97,3)						
		2008-040B	33313	RapidEye-2 'Mati'		
(638 / 621 / 97,98 / 97,3)						
		2008-040C	33314	RapidEye-3 'Choma'		
(639 / 620 / 97,98 / 97,3)						
		2008-040D	33315	RapidEye-4 'Choros'		
(639 / 620 / 97,98 / 97,3)						
		2008-040E	33316	RapidEye-5 'Trochia'		
(643 / 616 / 97,98 / 97,3)						

06 Set.	0325:03	2008-041A	33320	HJ-1A Huan Jing-1A	CZ-2C Chang Zheng-2C/SMA	Taiyuan, LC1
(663 / 627 / 98,00 / 97,62)						
		2008-041B	33321	HJ-1B Huan Jing-1B		
(675 / 614 / 98,00 / 97,62)						
06 Set.	1850:58	2008-042A	33331	GeoEye-1	Delta-2 7420-10C (D335)	Vandenberg AFB, SLC-2W
(687 / 671 / 98,11 / 98,33)						
10 Set.	1850:02	2008-043A	33340	Progress M-65 (ISS-30P)	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Reentou a 7 de Dezembro de 2008						
19 Set.	2148:00	2008-044A	33373	Nimiq-4	8K82KM Proton-M/Briz-M	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
(35798 / 357765 / 0,01 / 1436,11)						
24 Set.	0927:59	2008-045A	33376	Galaxy-19	11K77 Zenit-3SL/DM-SL (SL-35)	Oceano Pacífico – 154ºO, Odyssey
(35800 / 35774 / 0,01 / 1436,12)						
25 Set.	0849:37	2008-046A	33378	Cosmos 2442	8K82KM Proton-M/DM-2	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
(19201 / 19059 / 64,79 / 675,73)						
		2008-046B	33379	Cosmos 2443		
(19184 / 19076 / 64,80 / 675,73)						
		2008-046C	33380	Cosmos 2444		
(19205 / 19055 / 64,81 / 675,73)						
25 Set.	1310:05	2008-047A	33386	Shenzhou-7	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-7)	Jiuquan, SLS-1
Regressou à Terra a 28 de Setembro de 2008						
		2008-047G	33392	BX-1 Banfei Xiaoweixing-1 (BanXing-1)		
(329 / 320 / 42,4 / 91,02)						
28 Set.	2316	2008-048A	33393	DemoSat/RatSat	Falcon-1 (F-4)	Ilha de Omelek, Atol de Kwajalein
(642 / 623 / 9,35 / 97,36)						
01 Out.	0637:21	2008-049A	33396	THEOS	15A18 Dnepr-1	Yasniy (Dombarovskiy)
(826 / 825 / 98,76 / 101,41)						
12 Out.	0701:33	2008-050A	33399	Soyuz TMA-13 (ISS-17S)	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
(362 / 351 / 51,64 / 91,67) Permanece acoplada à ISS						
19 Out.	1747:22	2008-051A	33401	IBEX	L-1011 Stargazer Pegasus-XL	Reagan Test Site, Atol Kwajalein, RW06/24
(299827 / 12415 / 14,04 / 10865,2)						
22 Out.	0052:11	2008-052A	33405	Chandrayaan-1	PSLV-XL (C11)	Satish Dawan SHAR, Sriharikota Isl, SLP
Em órbita lunar						
			-	MIP Moon Impact Probe		
Impactou na Lua a 14 de Novembro de 2008						
25 Out.	0115	2008-053A	33408	Shi Jian-6 Grupo-03B	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-12)	Taiyuan, LC2
(602 / 585 / 97,72 / 96,55)						
		2008-053B	33409	Shi Jian-6 Grupo-03A		
(605 / 582 / 97,72 / 96,55)						
25 Out.	0228:26	2008-054A	33412	COSMO-SkyMed F3	Delta-2 7420-10C (D336)	Vandenberg AFB, SLC-2W
(623 / 622 / 97,87 / 97,16)						

29 Out.	1653:43	2008-055A	33414	Simon Bolivar (VENESAT-1)	CZ-3B Chang Zheng-3B (CZ3B-11)	Xi Chang, LC3
(35796 / 35776 / 0,14 / 1436,07)						
05 Nov.	0015:07	2008-056A	33433	SW-3 Shiyan Weixing-3	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-9)	Jiuquan, SLS-2
(805 / 785 / 98,47 / 100,77)						
		2008-056B	33434	Chuang Xin-1 (2)		
(806 / 785 / 98,48 / 100,78)						
05 Nov.	2044:20	2008-057A	33436	Astra-1M	8K82KM Proton-M/Briz-M	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
(35824 / 35748 / 0,09 / 1436,08)						
14 Nov.	1550	2008-058A	33439	Cosmos 2445	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
(357 / 183 / 67,15 / 89,91)						
15 Nov.	0055:39	2008-059A	33441	STS-126 ISS ULF2	OV-105 Endeavour	Centro Espacial Kennedy, LC39A
Regressou à Terra a 30 de Novembro de 2008						
		2008-059B		PSSC (Pico-Satellite Solar Cell experiment)		
(341 / 338 / 51,6 / 91,3)						
26 Nov.	1238:38	2008-060A	33443	Progress M-01M	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5

O Projecto Manhigh

Por John C. Keel, M. D., com permissão de Mark Wade[1]

O Projecto Manhigh foi estabelecido em Dezembro de 1955 para obter dados científicos acerca do comportamento de um balão num ambiente acima de 99% da atmosfera terrestre e para investigar os raios cósmicos e os seus efeitos no Homem. Estes voos em balão aos limites do espaço foram levados a cabo durante o programa: Manhigh-I elevou-se a 29 km de altitude e foi tripulado pelo Capitão Joseph Kittinger a 2 de Junho de 1957; o voo Manhigh-II elevou-se a 30,95 km e foi tripulado pelo Major David Simons nos dias 19 e 20 de Agosto de 1957[2]; e o voo Manhigh-III elevou-se a 29,9 km de altitude e foi tripulado pelo Tenente Clifton McClure a 8 de Outubro de 1958.

Joseph Kittinger no interior da Manhigh-I a 2 de Junho de 1957 momentos antes do encerramento da escotilha. Imagem: Stratocat (http://stratocat.com.ar).

Desenvolvimento

Anos antes dos cosmonautas – e mesmo antes da NASA – existiram homens que tocaram os limites do espaço. Estes valorosos exploradores foram os «pré-astronautas» do Projecto Manhigh.

Durante os anos 50, os balões de grande altitude eram capazes de atingir altitudes superiores a 99% da atmosfera terrestre. Como um primeiro passo para enviar o Homem para o espaço, a Força Aérea dos Estados Unidos levou a cabo uma série de voos tripulados a grande altitude a bordo de balões entre 1957 e 1958. Estas missões testaram vários equipamentos tais como cápsulas espaciais, fatos espaciais e sistemas de telemetria e comunicações. Acima de tudo, o Projecto Manhigh testou a capacidade do ser humano para funcionar nos ambientes extremos das grandes altitudes, onde os céus azuis terminam e o espaço começa.

Manhigh

Os voos Manhigh-I e Manhigh-II foram levados a cabo em Junho e Agosto de 1957 por Joseph Kittinger e David Simons, respectivamente. Para a terceira missão, foram estabelecidos novos requerimentos para a selecção do piloto, incluindo testes psicológicos e de stress, além de testes físicos tais como a utilização de centrifugadoras. Sendo o primeiro a ultrapassar este conjunto rigoroso de testes que posteriormente seriam utilizados para seleccionar os astronautas do Projecto Mercury, Clifton McClure foi lançado a bordo do Manhigh-III a 8 de Outubro de 1958.

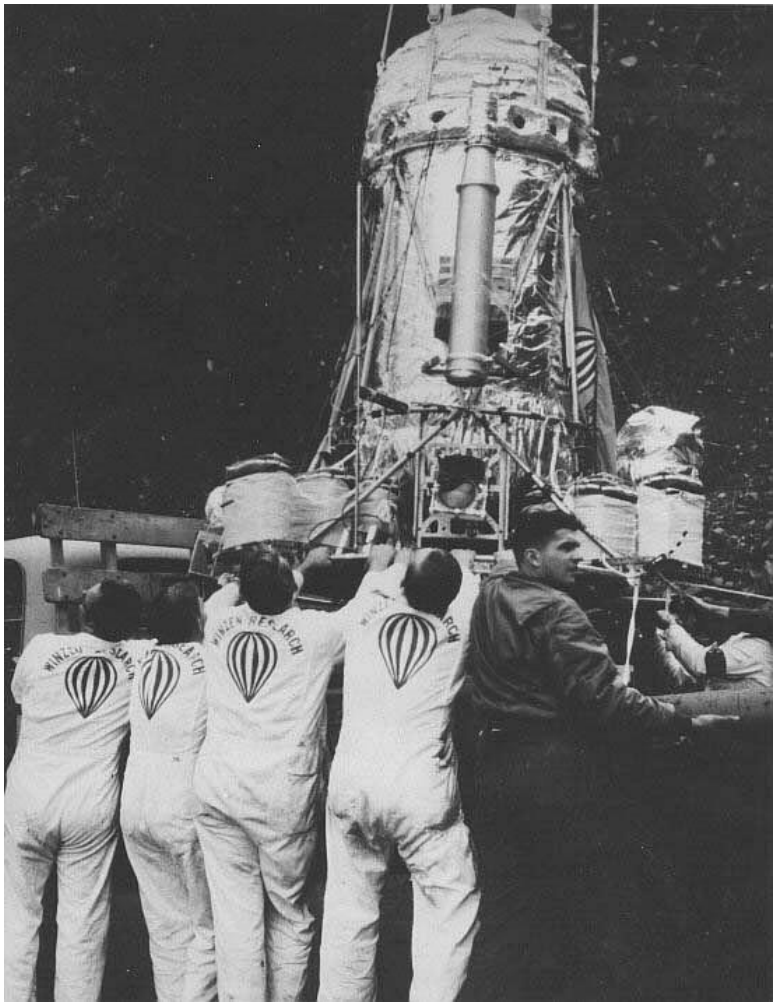
Numa cápsula selada equipada com oxigénio, nitrogénio e hélio, McClure viajou até uma altitude de 29,9 km sobre Tularosa Basin, Novo México. Clifton McClure resistiu a várias avarias de equipamento que poderiam ter sido desastrosas. O seu pára-quedas soltou-se, mas de forma incrível o tripulante foi capaz de o dobrar novamente à mão nos confins da sua gôndola. De forma mais impressionante, o sistema de arrefecimento da sua cápsula sofreu uma avaria e a temperatura do seu interior atingiu níveis elevados, pois a cápsula estava para lá do escudo protector da radiação da atmosfera. A temperatura corporal de McClure atingiu os 42,5º C, mas o piloto permanecer consciente e recuperou completamente.

Tendo frequentado a Escola Superior Anderson High and Clemson, Clifton McClure tornou-se posteriormente membro da Guarda nacional Aérea da Carolina do Sul. Voou a bordo dos F-104 no 157º Esquadrão de Intercepção (agora o 157º Esquadrão de Caças estacionado no McEntire JNGS em Eastover – Carolina do Sul). Serviu em Espanha durante a resposta à Crise de 1962 em Berlim, tendo falecido em Janeiro de 2000. McClure foi incluído no *International Space Hall of Fame* em 2001.

---

[1] Publicado na versão original em Inglês na Enciclopédia Astronáutica em http://www.astronautix.com/craft/manhigh.htm com o título "*50th anniversary of a forgotten space mission: Project Manhigh*".

[2] Este voo teve uma duração de 32 horas (Nota do Editor).



As missões a bordo de balões continuaram após o Projecto Manhigh, com o Programa Excelsior e Stargazer, mas seriam ofuscados pela NASA e estão quase esquecidos na História da Conquista do Espaço.

Foram publicados alguns livros[3] que documentam os seus feitos, tais como "*The Pré-Astronauts: Manned Ballooning on the Edge of Space*", por Craig Ryan, e "*Touching Space*", por Gregory P. Kennedy. O Canal Discovery já emitiu um documentário relacionado com estes programas e aguarda-se a realização de um filme que irá retratar os feitos destes programas.

Assim, recordemos os feitos inspiradores e notáveis de McClure e dos pré-astronautas. Foram os homens do Projecto Manhigh os primeiros a ver a curvatura da Terra contra o negro do espaço. À medida que os programas espaciais se preparam para os próximos passos, lembremos aqueles que lançaram as sementes para nós possamos atingir os sonhos mais antigos da Humanidade[4].

Ao lado: Preparativos para o lançamento da Manhigh-II a 19 de Agosto de 1957 com o Major David Simons a bordo. Imagem: Stratocat (http://stratocat.com.ar).
Em baixo: Local de aterragem do voo Manhigh-II a 20 de Agosto de 1957. Imagem: Stratocat (http://stratocat.com.ar).

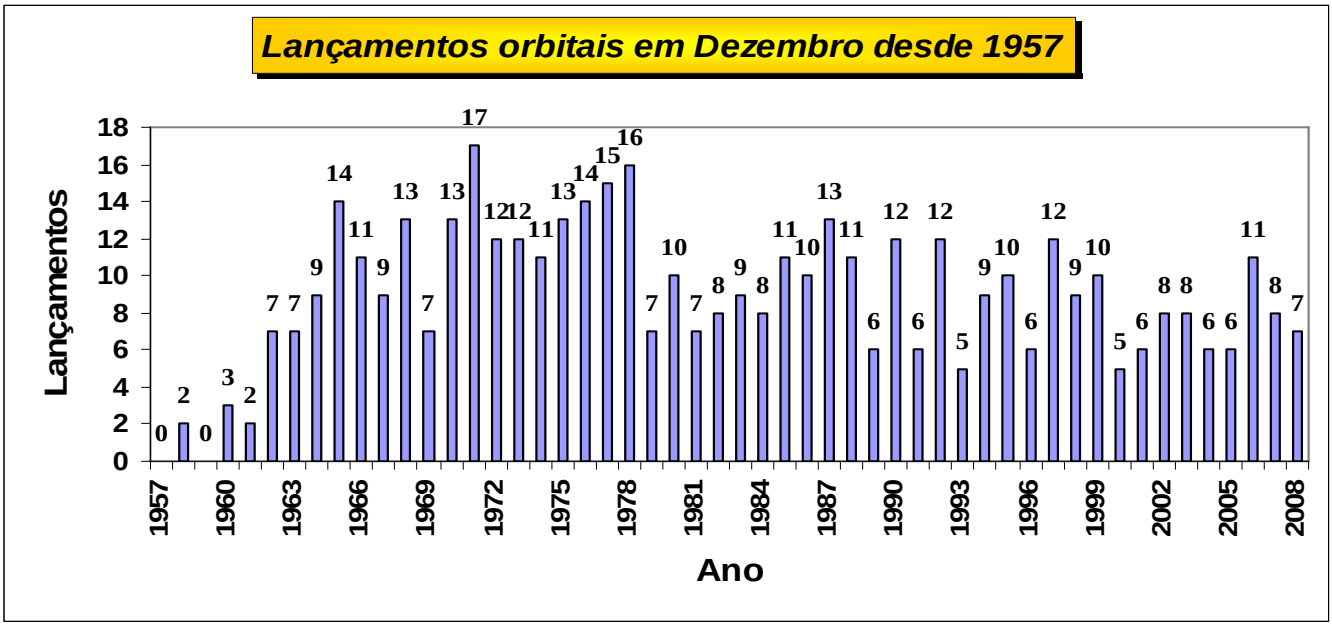
[3] Outra obra sobre o Projecto Manhigh é "*Manhigh*" escrito por David G. Simons e Don A. Schanche (Nota do Editor).

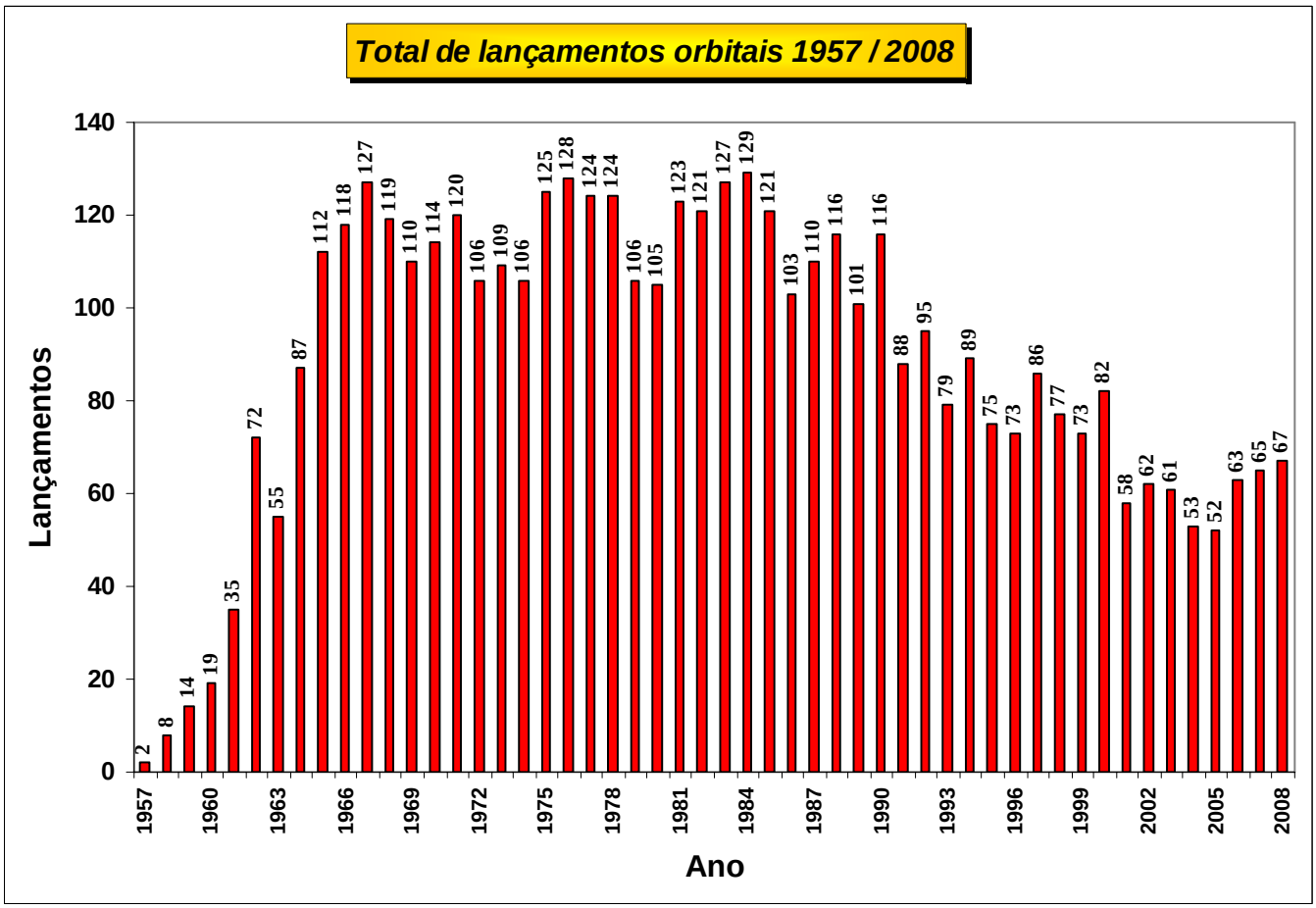
[4] Descrições mais pormenorizadas das três missões do Projecto Manhigh estão disponíveis em http://stratocat.com.ar/fichas/1957/FMN-19570602.htm (Manhigh-I), http://stratocat.com.ar/fichas/1957/CBY-19570819.htm (Manhigh-II) e http://stratocat.com.ar/fichas/1958/HMN-19581008.htm (Manhigh-III).

O Tenente Clifton McClure a 8 de Outubro de 1958 antes de iniciar a terceira e última missão do projecto Manhigh. Imagem: Stratocat (http://stratocat.com.ar).

Lançamentos orbitais em Dezembro de 2008

Em Dezembro de 2008 foram levados a cabo 7 lançamentos orbitais, colocando-se em órbita 10 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até ao final de Dezembro de 2008 foram realizados 4610 lançamentos orbitais, 463 lançamentos foram realizados neste mês o que corresponde a 10,04% do total e a uma média de 9,65 lançamentos por ano neste mês. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais e é no mês de Janeiro onde se verificam menos lançamentos orbitais (277 lançamentos que correspondem a 6,01% com uma média de 5,77 lançamentos por mês de Janeiro).





YanGan-4: detecção remota ou espião em órbita?

Ao longo dos últimos anos o número de lançamentos orbitais por parte da China tem registado um padrão muito semelhante ao padrão do número de lançamentos russos, notando-se um aumento nesse número nas últimas semanas do ano. O ano de 2008 não foi excepção e em Dezembro assistimos a 3 lançamentos orbitais por parte da China.

Apesar de estar previsto há vários meses, o lançamento do satélite YanGan Weixing-4 no dia 1 de Dezembro surgiu, mais uma vez, como uma surpresa aos analistas ocidentais. Anunciado como um veículo de detecção remota, o Yangan-4 pode ter aplicações militares pertencendo à série Jian Bing-6.

O satélite YG-4 YaoGan-4

A 30 DE Novembro de 2008 a agência noticiosa estatal Xinhua anunciava[5] que a China iria lançar no dia 1 de Dezembro um novo satélite de detecção remota da série YaoGan. O satélite seria utilizado para "*pesquisas científicas, observação dos recursos do solo, estimativa de colheitas e prevenção e auxílio de desastres*." Ainda segunda a Xinhua o YanGan-4 "*irá ter um papel positivo no desenvolvimento económico do país*".

Os detalhes técnicos acerca do novo satélite foram inexistentes, mas tendo por base a análise levada a cabo aos três satélites predecessores da série os analistas ocidentais concluíram que este novo satélite poder-se-á tratar do segundo veículo da série militar JB-6 Jian Bing-6. As observações ópticas dos satélites Jian Bing-6 deverão complementar as observações SAR levadas a cabo pelos satélites da série militar Jian Bing-5 (YG-1 YaoGan-1 lançado a 27 de Abril de 2006, e YG-3 YaoGan-3 lançado a 12 de Novembro de 2007).

O YG-4 YaoGan-4 (YaoGan Weixing-4) foi desenvolvido pela Academia Chinesa de Tecnologia Espacial[6] e terá uma massa de 2700 kg.

[5] "***China to launch new remote sensing satellite***", endereço à data de acesso http://news.xinhua.com/english/2008-11/30/contente_10434376.htm.

O lançamento do YG-4 YaoGan-4 teve lugar às 0442UTC do dia 1 de Novembro de 2008 a partir do Complexo de Lançamento SLS-2 do Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan. O satélite YaoGan-4 ter-se-á separado do último estágio do foguetão lançador pelas 0052UTC. O satélite ficou colocado numa órbita com um apogeu a 653 km, perigeu a 633 km, inclinação orbital de 97,92º e período orbital de 97,58 minutos.

Após a separação do satélite o último estágio do foguetão CZ-2D Chang Zheng-2D levou a cabo uma queima para consumir o propolente residual baixando também o seu perigeu orbital e reentrando na atmosfera pouco depois.

O lançador CZ-2D Chang Zheng-2D

O foguetão CZ-2D Chang Zheng-2D é um veículo a dois estágios destinado a colocar satélites em órbitas terrestres baixas. O seu primeiro estágio é semelhante ao do foguetão lançador CZ-4 Chang Zheg-4, bem como o seu segundo estágio exceptuando uma secção de equipamento melhorada em relação ao CZ-4.

O CZ-2D Chang Zheng-2D tem a capacidade de colocar uma carga de 3500 kg numa órbita a uma altitude de 200 km com uma inclinação de 28,0º em relação ao equador terrestre. No lançamento desenvolve 298389 kgf, tendo uma massa total de 232500 kg, um comprimento de 35,07 metros e um diâmetro de 3,35 metros.

O primeiro lançamento do CZ-2D teve lugar a 9 de Agosto de 1992 (0800UTC) quando o veículo CZ2D-1 colocou em órbita o satélite FSW-2 (1) (22072 1992-051A). Todos os lançamentos deste foguetão são realizados a partir do Complexo de Lançamentos SLS-2 do Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan.

O primeiro estágio do CZ-2D, L-180, tem um peso bruto de 192700 kg e um peso de 9500 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 332952 kgf (vácuo), tendo um Ies de 289 s, um Ies-nm de 259 s e um Tq de 170 s. O seu comprimento é de 24,66 metros, tendo um diâmetro de 3,35 metros e uma envergadura de 6,0 metros. Está equipado com quatro motores YF-20B que consomem N_2O_4/UDMH.

O segundo estágio, denominado L-35, tem um peso bruto de 39550 kg, pesando 4000 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 84739 kgf (vácuo), tendo um Ies de 295 s, um Ies-nm de 260 s e um Tq de 135 s. O seu comprimento é de 10,41 metros e tem um diâmetro de 3,35 metros. Está equipado com um motor YF-25/23 que consome N_2O_4/UDMH.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
1992-051	CZ2D-1	9-Ago-92	8:00:00	FSW-2 (1) (22072 92-051A)
1994-037	CZ2D-2	3-Jul-94	8:00:00	FSW-2 (2) (23145 94-037A)
1996-059	CZ2D-3	20-Out-96	7:20:00	FSW-2 (3) (24634 96-059A)
2003-051	CZ2D-4	3-Nov-03	7:20:00	FSW-3 (1) (28078 03-051A)
2004-039	CZ2D-5	27-Set-04	8:00:00	FSW-3 (2) (28424 04-039A)
2005-024	CZ2D-6	5-Jul-05	22:40:00	Shijian-7 (28737 2005-024A)
2005-033	CZ2D-7	29-Ago-05	8:45:00	FSW-3 (3) (28824 2005-033A)
2007-019	CZ2D-8	25-Mai-07	7:12:00	YaoGan-2 (21490 2007-019A) Zheda PiXing-1 'MEMS-Pico' (31491 2007-019B)
2008-056	CZ2D-9	5-Nov-08	0:15:07	Chuang Xin-1 (2) (33433 2008-056A) SW-3 Shiyan Weixing-3 (33435 2008-056B)
2008-061	CZ2D-10	1-Dez-08	4:42:00	YaoGan-4 (33446 2008-061A)

Esta tabela lista todos os lançamentos levados a cabo com o foguetão CZ-2D Chang Zheng-2D. Todos os lançamentos tiveram lugar desde o Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan. Tabela: Rui C. Barbosa.

[6] "***China launches remote sensing satellite***", endereço à data de acesso

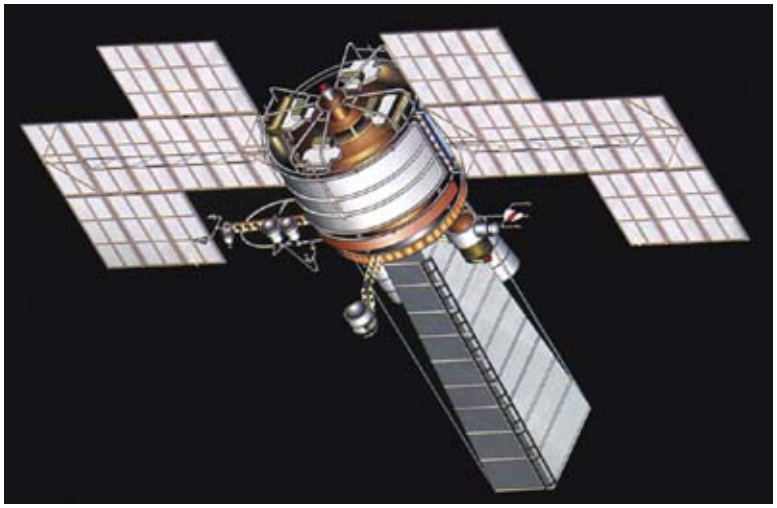
Lançamento do Cosmos 2446

A 2 de Dezembro de 2008 a Rússia colocava em órbita mais um satélite da série US-K Oko, satélites que operam em órbita altamente elípticas que se destinam a proporcionar um aviso antecipado de lançamentos de mísseis balísticos intercontinentais. A surpresa neste lançamento orbital foi a utilização do foguetão lançador 8K78M Molniya-M/2BL já no final da sua carreira.

Os satélites US-K Oko[7]

Os satélites US-K (também designados 73D6) são constituídos por três subsistemas: uma secção de propulsão, o compartimento de dispositivos e um compartimento óptico. Todos os sistemas encontram-se montados numa secção cilíndrica com um comprimento de 2,0 metros e um diâmetro de 1,7 metros. A massa total do satélite no lançamento é de cerca de 2400 kg dos quais 1150 kg é propolente. O compartimento do motor de um satélite Oko inclui tanques de combustível e oxidante, quatro motores de propulsão líquida para correcção orbital e 16 motores de propulsão líquida de orientação e estabilização. Os motores de estabilização fornecem um controlo de atitude nos três eixos espaciais, necessária para a orientação do telescópio a bordo.

O sistema do telescópio de um satélite de primeira geração inclui um telescópio com um espelho de cerca de 0,50 metros de diâmetro. O sistema do telescópio inclui um sensor linear ou de matriz de banda infravermelha que detecta a radiação proveniente de mísseis. Além do mais, o satélite possui vários telescópios mais pequenos que provavelmente proporcionam uma visão de ângulo alargado da Terra nas partes visíveis e infravermelhas do espectro electromagnético, que é utilizado pelos operadores do sistema como um canal auxiliar de observação. O satélite transmite as imagens formadas por estes telescópios directamente para as estações no solo em tempo real.



Os lançamentos destes satélites para as órbitas altamente elípticas são levados a cabo por foguetões 8K78M Molniya-M a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk localizado no norte da Rússia.

No início do programa, existiram sérios problemas com a fiabilidade dos satélites. Dos primeiros treze satélites lançados entre 1972 e 1979, somente sete aparelhos funcionaram por mais de 100 dias. Os satélites eram equipados com um dispositivo de autodestruição que era activado no caso de perda de comunicação entre o satélite e o controlo terrestre. Até á remoção destes dispositivos em 1973, 11 dos 31 satélites lançados foram destruídos desta forma.

Alguns satélites da primeira geração foram lançados para órbitas geossíncronas por foguetões 8K82K Proton-K com a designação US-KS. Estes lançamentos, que tiveram lugar desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur, foram todos levados a cabo com sucesso.

A escolha da geometria de observação e das órbitas altamente elípticas tem sido usualmente atribuída à falta de sensores de infravermelhos de qualidade e à falta de capacidades de processamento de dados que são necessárias para uma capacidade de observação abaixo da trajectória do satélite. Segundo esta lógica, na ausência de sensores de qualidade, a União Soviética teve de confiar num tipo de geometria de observação que permitiu a utilização de sensores menos sofisticados em relação aos sensores utilizados pelos Estados Unidos.

O sistema foi configurado de uma forma tal que um satélite era colocado numa órbita que tinha uma inclinação de cerca de 63º. As órbitas têm apogeus de cerca de 39700 km de altitude e perigeus de cerca de 600 km. Um satélite numa órbita deste tipo tem um período orbital de cerca de 718 minutos e leva a cabo duas revoluções por dia em torno do planeta.

Como um satélite pode estar numa posição que lhe permite detectar o lançamento de mísseis durante cerca de seis horas por dia, são necessários pelo menos quatro satélites para proporcionar uma cobertura de 24 horas dos lançamentos de mísseis balísticos intercontinentais norte-americanos. Porém, o sistema foi desenhado para incluir até nove satélites de forma simultânea. Os satélites nestas constelações eram colocados em nove planos orbitais que eram separados por cerca de 40º.

Umas das razões pelas quais o sistema foi desenhado de forma a incluir satélites em nove planos orbitais, foi o aumento da sua fiabilidade e para garantir que a perda de um dos satélites não iria criar uma falha de cobertura. Porém, uma razão mais

http://english.peopledaily.com.cn/90001/90776/90881/6543833.html.

[7] Texto de Pavel Podvig "*History and the current status of the Russian early warning system*" publicado na revista, *Science and Global Security*, Vol. 10, No. 1 (2002).

importante foi que a configuração seleccionada tornava possível a observação da mesma área por vários satélites. A vantagem deste facto era a de que a observação simultânea reduziria a hipótese de que todos os satélites fossem «cegos» por luz solar directa ou por reflexão nas nuvens.

A partir de 1984 a constelação de satélites de aviso antecipado colocados em órbitas altamente elípticas foi complementada por satélites colocados em órbitas geossíncronas. Os satélites que eram colocados em órbitas geossíncronas faziam parte da mesma primeira geração de satélites que eram colocados nas órbitas altamente elípticas. Um satélite colocado num ponto com longitude de 24º na órbita geossíncrona observaria o lançamento de mísseis desde os Estados Unidos exactamente no mesmo ângulo que um satélite numa órbita altamente elíptica durante a parte funcional da sua órbita. Além do mais, um satélite geossíncrono teria a vantagem de não alterar a sua posição em relação à Terra, logo um satélite pode proporcionar um apoio contínuo à constelação colocada nas órbitas altamente elípticas.

A introdução de satélites nas órbitas geossíncronas tornou o sistema consideravelmente mais robusto, tornando-se mais tolerante à perda de satélites nas órbitas altamente elípticas. Como já foi referido, sem os satélites na órbita geossíncrona o sistema não pode proporcionar uma cobertura contínua do território norte-americano com menos de quatro satélites. Com a presença dos satélites nas órbitas geossíncronas o sistema pode detectar lançamentos mesmo não existindo satélites nas órbitas altamente elípticas. A qualidade da cobertura pode ser afectada e a detecção pode não ser suficientemente fiável, mas o sistema não estaria completamente cego.

Nome	Designação Internacional	NORAD	Data Lançamento	Hora (UTC)	Local Lançamento
Cosmos 2312	1995-026A	23584	24-Mai-95	20:10:09.500	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
Cosmos 2340	1997-015A	24761	09-Abr-97	08:58:44.185	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
Cosmos 2342	1997-022A	24800	14-Mai-97	00:33:57	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
Cosmos 2351	1998-027A	25327	07-Mai-98	08:53:22	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
Cosmos 2368	1999-073A	26042	27-Dez-99	19:12:44	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
Cosmos 2388	2002-017A	27409	01-Abr-02	22:06:45.303	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
Cosmos 2393	2002-059A	27613	24-Dez-02	12:20:13.201	GIK-1 Plesetsl, LC43/3
Cosmos 2422	2006-030A	29260	21-Jul-06	04:20:02.680	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
Cosmos 2430	2007-049A	32268	23-Out-07	04:39:00	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
Cosmos 2446	2008-062A	33447	02-Dez-08	05:00:00	GIK-1 Plesetsk, LC16/2

Os últimos dez lançamentos levados a cabo na série US-K Oko. Todos os lançamentos são efectuados pelo foguetão 8K78M Molniya-M. Tabela: Rui C. Barbosa.

Breve história dos lançamentos dos satélites US-K

O primeiro satélite a ser colocado numa órbita altamente elíptica característica dos satélites de aviso antecipado foi o Cosmos 520 (06192 1972-072A) lançado[8] a 19 de Setembro de 1972. A natureza exacta da sua missão não é clara, pois não existem dados suficientes para verificar se o satélite levou a cabo manobras para correcção orbital, mas foi referido que a sua missão foi bem sucedida.

Nos três anos seguintes deram-se mais quatro lançamentos para órbitas altamente elípticas dos quais todos parecem ter sido experimentais. Para além destes lançamentos, a União Soviética levou a cabo um lançamento experimental de um destes satélites, o Cosmos 775 (08357 1975-097A)[9], para uma órbita geostacionária.

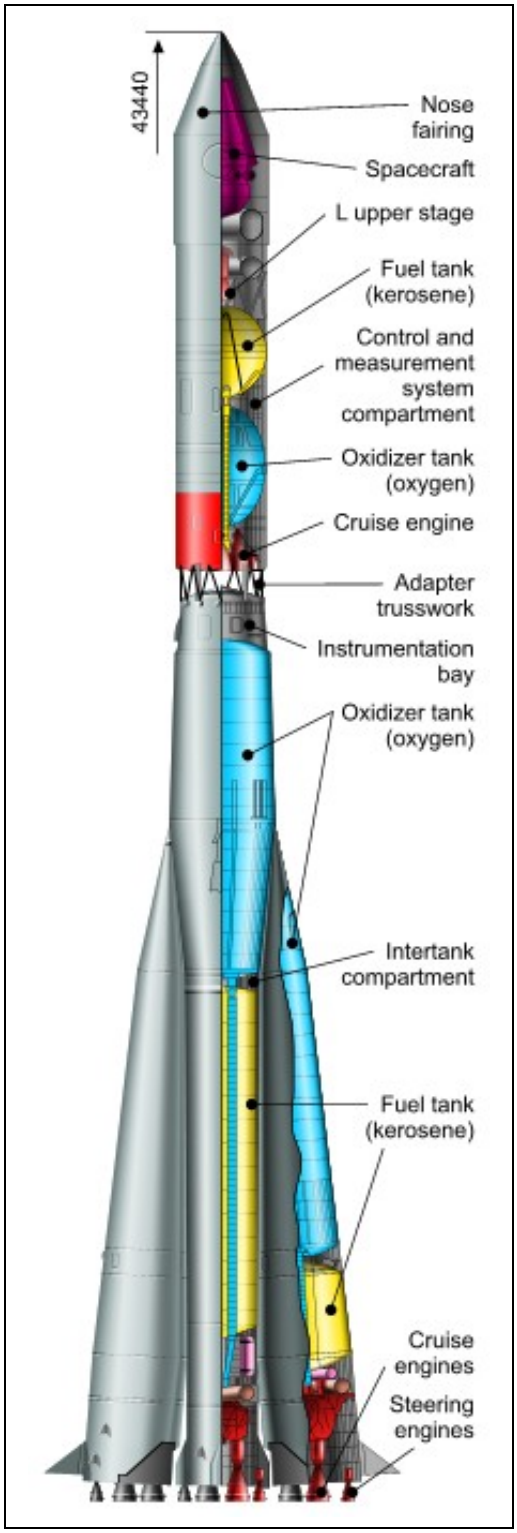
A partir de 1977 a União Soviética levou a cabo uma série de lançamentos que pareceram ser um esforço para constituir um protótipo funcional de um sistema de aviso antecipado. Em contraste com os lançamentos anteriores, que por vezes colocavam os satélites em órbita não standard, nesta série de lançamentos iniciada em 1977 os satélites eram colocados em órbitas que lhes permitiria trabalhar em conjunto. A constelação resultante ainda era experimental, pois os satélites eram colocados em órbitas de uma forma que as suas trajectórias eram deslocadas 30º para Oeste a partir da posição que seria nominal mais tarde. Os satélites

[8] O lançamento do Cosmos 520 teve lugar às 1919UTC do dia 19 de Setembro de 1972 e foi levado a cabo por um foguetão 8K78M Molniya-M a partir do Complexo de Lançamento LC41/1 do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk. Os últimos dados relativos aos seus parâmetros orbitais indicavam um apogeu a 35199 km, perigeu a 5026 km, inclinação orbital de 70,01º e período orbital de 715,14 minutos. O satélite está inoperacional. (Nota do Editor)

[9] O lançamento do Cosmos 775 teve lugar às 0030UTC e foi levado a cabo por um foguetão 8K82K Proton-K/DM (286-02/???) a partir da Plataforma de Lançamento PU-23 do Complexo de Lançamento LC81 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. Os últimos dados relativos aos seus parâmetros orbitais indicavam um apogeu a 35857 km, perigeu a 35738 km, inclinação orbital de 13,44º e período orbital de 1436,65 minutos. O satélite está inoperacional. (Nota do Editor)

nessas órbitas não poderiam detectar lançamentos a partir de bases de mísseis balísticos intercontinentais operacionais. Provavelmente os satélites encontravam-se a observar lançamentos de teste a partir da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia, dados que seriam capazes de os observar nestas condições que seriam muito similares às condições de observação nominais.

A julgar pela história dos lançamentos desta série, o sistema protótipo deveria incluir quatro satélites que deveriam proporcionar uma capacidade de observação mínima, garantindo que pelo menos um satélite estaria em posição para detectar um lançamento em qualquer momento. Porém, devido a uma série de avarias e lançamentos falhados, só em 1980 se conseguiu ter quatro satélites operacionais ao mesmo tempo.



Em 1984 a União Soviética iniciou o programa de lançamento de satélites de aviso antecipado para a órbita geossíncrona. Tal como já foi referido, nessa altura os satélites US-KS eram satélites da primeira geração tal como os veículos colocados nas órbitas altamente elípticas e eram limitados a uma determinada geometria de observação. No entanto, a colocação destes satélites na órbita geossíncrona deve ter aumentado de forma significativa a fiabilidade total do sistema.

O primeiro satélite deste tipo operacional na órbita geossíncrona foi o Cosmos 1546 (14867 1984-031A)[10]. Em Maio de 1984 alcançou um ponto com uma longitude de 24º Oeste a partir do qual poderia detectar lançamentos de mísseis balísticos intercontinentais norte-americanos.

[10] O lançamento do Cosmos 1546 teve lugar às 0553UTC do dia 29 de Março de 1984 e foi levado a cabo por um foguetão 8K82K Proton-K/DM (319-02/45L) a partir da Plataforma de Lançamento PU-40 do Complexo de Lançamento LC200 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. Os últimos dados relativos aos seus parâmetros orbitais indicavam um apogeu a 35890 km,

Molniya-M, o primo do Soyuz-U

O 8K78M Molniya-M deriva do míssil balístico intercontinental R-7 de Serguei Korolev e pertence à mesma família dos lançadores 11A511U Soyuz-U e dos 8K72 Vostok. O 8K78M é também conhecido pelas designações A-2e (Designação Sheldom) ou SL-6 (Departamento de Defesa dos Estados Unidos).

O 8K78M é um lançador com quatro estágios, sendo o primeiro constituído por quatro propulsores laterais que auxiliam o segundo estágio nas fases iniciais do voo. O lançador tem um comprimento de 40,0 metros e um diâmetro no corpo central de 3,0 metros. É capaz de colocar uma carga de 1.800 kg numa órbita a 820 km de altitude, ou então uma carga de 1.600 kg numa trajectória para a órbita geossíncrona.

Com um comprimento de 19,0 metros e um diâmetro de 2,7 metros, cada propulsor lateral tem um motor RD-107 (8D728) que consome oxigénio líquido e querosene (RG-1 ou T-1). Têm um peso de 43.400 kg (3.770 kg sem combustível) e desenvolvem uma força de 101.500 kgf (em vácuo), tendo um Ies de 314 s (Ies-nm de 257 s) e um Tq de 119 s. O motor RD-107 tem um peso de 1.145 kg, um comprimento de 2,9 metros e um diâmetro de 0,7 metros. O RD-107 foi desenvolvido por Valentin Glushko.

O segundo estágio está equipado com um motor RD-108 (8D727) que também consume oxigénio líquido e querosene. Este estágio tem um comprimento de 28,0 metros e um diâmetro de 3,0 metros, tendo um peso de 100.600 kg (6.798 kg sem combustível) e desenvolve uma força de 99.600 kgf (em vácuo), tendo um Ies de 315 s (Ies-nm de 248 s) e um Tq de 291 s. O motor RD-108 tem um peso de 1.230 kg, um comprimento de 2,9 metros e um diâmetro de 0,7 metros. O RD-108 foi desenvolvido por Valentin Glushko e é também designado 8D727K ou 8D727P.

O terceiro estágio tem um comprimento de 2,8 metros e um diâmetro de 2,6 metros, tendo um peso de 24.800 kg (1.976 kg sem combustível) e desenvolve uma força de 30.400 kgf (em vácuo), tendo um Ies de 330 s e um Tq de 241 s. Este está equipado com um motor RD-0110 que consume oxigénio líquido e querosene. O motor RD-0110 tem um peso de 408 kg, um comprimento de 1,6 metros e um diâmetro de 2,2 metros. O RD-108 foi desenvolvido por Kosberg e é também designado 11D55 ou RD-461.

Por fim o quarto estágio tem um comprimento de 2,8 metros e um diâmetro de 2,6 metros, tendo um peso de 7.000 kg (1.200 kg sem combustível) e desenvolve uma força de 6.800 kgf (em vácuo), tendo um Ies de 340 s e um Tq de 285 s. Este está equipado com um motor S1.5400A que consume oxigénio líquido e querosene. O motor S1.5400A, também designado 11D33M e desenvolvido por Serguei Korolev, tem um peso de 148 kg.

O Molniya-M pode utilizar um número diferente de estágios superiores (Block-SOL, Block-ML e Block-2BL) consoante o tipo de carga a colocar em órbita. Um dispositivo muito importante a bordo do 8K78M é uma unidade designada BOZ (*Blok Obespechniya Zapushka*), destinada a controlar a ignição do último estágio do lançador. Esta unidade faz com que o estágio seja devidamente orientado e que os tanques de combustível sejam devidamente pressurizados antes da ignição.

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Plataforma Lançamento	Carga
2001-050	25-Nov-01	11:34:00	8K78M Molniya-M/2BL	LC43/3	Molniya-3 (52) (26970 2001-050A)
2002-017	1-Abr-02	22:07:00	8K78M Molniya-M	LC16/2	Cosmos 2388 (27409 2002-017A)
2002-059	24-Dez-02	12:20:13	8K78M Molniya-M/2BL	LC16/2	Cosmos 2393 (27613 2002-059A)
2003-011	2-Abr-03	01:53:00	8K78M Molniya-M/L	LC43/4	Molniya-1 (92) (27707 2003-011A)
2003-029	19-Jun-03	20:00:34	8K78M Molniya-M/ML	LC43/3	Molniya-3 (53) (27834 2003-029A)
2004-005	18-Fev-04	07:05:00	8K78M Molniya-M/2BL	LC16/2	Cosmos 2405 (28163 2004-005A)
2005-F01	21-Jun-05	00:49:00	8K78M Molniya-M/L	LC16/2	Molniya-3K (2)
2006-030	21-Jul-06	04:20:03	8K78M Molniya-M/2BL	LC16/2	Cosmos 2422 (29260 2006-030A)
2007-049	23-Out-07	04:39:00	8K78M Molniya-M/2BL	LC16/2	Cosmos 2430 (32268 2007-049A)
2008-062	2-Dez-08	05:00:00	8K78M Molniya-M/2BL	LC16/2	Cosmos 2446 (33447 2008-062)

Os últimos dez lançamentos levados a cabo pelo foguetão 8K78M Molniya-M. Todos os lançamentos foram realizados a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. Tabela: Rui C. Barbosa.

A primeira utilização de um lançador do tipo Molniya teve lugar a 10 de Outubro de 1960. Neste dia um lançador 8K78 Molniya (L1-4M) tinha como missão lançar a primeira sonda soviética em direcção a Marte. A sonda 1M n.º 1 foi destruída quando o lançador perdeu o controlo após falha no terceiro e último estágio. Este lançamento teve lugar desde o LC1 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. O primeiro lançamento com sucesso ocorreu a 4 de Fevereiro de 1961 com o lançamento do Sputnik-7 (8K78 Molniya L1-6; LC1 NIIP-5 Baikonur). O primeiro 8K78M Molniya-M foi lançado a 19 de Fevereiro de 1964 e teve um baptismo de fogo ao ser destruído e não conseguindo colocar a sonda Venera 3MV-1 n.º 2 a caminho de Vénus. Este veículo, com o

---

perigeu a 35677 km, inclinação orbital de 13,75º e período orbital de 1436,94 minutos. O satélite está inoperacional. (Nota do Editor)

número de série T15000-19, foi lançado desde o complexo LC1 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. O primeiro lançamento com sucesso do Molniya-M deu-se a 27 de Março de 1964 quando o veículo com o número T15000-22 colocou em órbita o satélite Cosmos 27 '3MV-1 n.º 3' (00770 1964-014A). No entanto este lançamento foi somente um sucesso parcial pois este veículo tinha como missão sobrevoar o planeta Vénus e acabou por ficar em órbita terrestre devido a um problema com o último estágio do seu lançador. Assim, o primeiro verdadeiro sucesso do foguetão 8K78M Molniya-M surge a 2 de Abril de 1964 quando o veículo T15000-23 lançado às 0242UTC desde o Complexo LC1 PU-5 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur coloca a sonda Zond-1 '3MV-1 n.º 4' (00785 1964-016D) a caminho de Vénus.

Já foram lançados 295 foguetões deste tipo dos quais 20 não conseguiram colocar a sua carga em órbita terrestre tendo assim uma percentagem de sucesso de 93,22%.

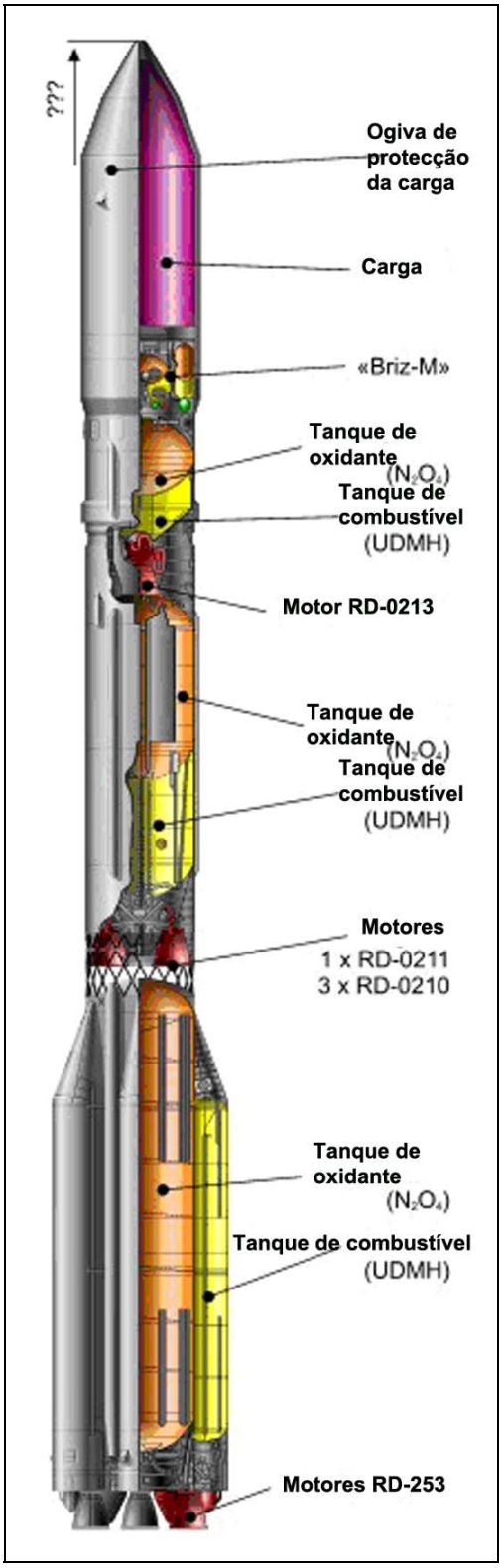
Lançamento do Cosmos 2446

O Oko n.º 85 foi lançado às 0500UTC do dia 2 de Dezembro de 2008 a partir do Complexo de Lançamento LC16/2 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. O satélite separou-se do estágio Block-2BL às 0556UTC fora da zona de cobertura de rádio do Centro de Controlo.

Após atingir a órbita terrestre o satélite recebeu a designação militar Cosmos 2446 e foi colocado numa plano orbital localizado entre os planos orbitais dos satélites Cosmos 2422 e Cosmos 2430, complementando assim a constelação em vez de substituir um dos satélites operacionais.

Na órbita geossíncrona estão agora operacionais os satélites Cosmos 2379 (26892 2001-037A) e Cosmos 2440 (33108 2008-033A).

O próximo satélite da série US-K Oko será colocado em órbita em 2009.



Ciel-2 em órbita

O último lançamento do ano da *International Launch Services* (ILS) colocou em órbita com sucesso mais um satélite de comunicações e deixando definitivamente para trás os acidentes que marcaram a vida da empresa durante algum tempo.

O satélite Ciel-2

O lançamento do satélite Ciel-2 constituiu o lançamento inaugural por parte do *Ciel Satyellite Group*, o mais recente operador por satélite canadiano. A empresa SES AMERICON, um accionista minoritário na nova empresa, foi o agente contratante para o lançamento.

O Ciel-2 foi construído pela *Thales Alenia Space* e é baseado no modelo Spacebus 4000-C4, tendo uma massa de 5575 kg no lançamento. A partir da sua posição orbital a 129º longitude Oeste, o novo satélite irá proporcionar serviços de comunicações ao Canadá e ao mercado norte-americano. O Ciel-2 transporta 32 repetidores em banda Ku e deverá ter uma vida operacional de 15 anos.

O satélite está equipado com um sistema de propulsão que utiliza 4 motores de plasma SPT-100 para manter a sua posição orbital.

O foguetão Proton-M/Briz-M

Tal como o 8K82K Proton-K, o 8K82KM Proton-M é um lançador a três estágios podendo ser equipado com um estágio superior Briz-M ou então utilizar os usuais estágios Block DM. As modificações introduzidas no Proton incluem um novo sistema avançado de aviónicos e uma ogiva com o dobro do volume em relação ao 8K82K Proton-K, permitindo assim o transporte de satélites maiores. Em geral este lançador equipado com o estágio Briz-M, construído também pela empresa *Khrunichev*, é mais poderoso em 20% e tem maior capacidade de carga do que a versão anterior equipada com os estágios Block DM construídos pela *RKK Energiya*.

O 8K82KM Proton-M/Briz-M em geral tem um comprimento de 53,0 metros, um diâmetro de 7,4 metros e um peso de 712800 kg. É capaz de colocar uma carga de 21000 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou 2920 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 965580 kgf. O Proton-M é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, tal como o Briz-M.

O primeiro estágio Proton KM-1 tem um peso bruto de 450400 kg, pesando 31000 kg sem combustível. É capaz de desenvolver uma força de 1074000 kgf no vácuo, tendo um Ies de 317 s (o seu Ies-nm é de 285 s) e um Tq de 108 s. Este estágio tem um comprimento de 21,0 metros e um diâmetro de 7,4 metros. Tem seis motores RD-253 (14D14) e cada um tem um peso de 1300 kg e desenvolvem 178000 kgf (em vácuo), tem um Ies de 317 s e um Ies-nm de 285 s. O Tq de cada motor é de 108 s. Consomem N_2O_4/UDMH e foram desenhados por Valentin Glushko.

O segundo estágio, 8S811K, tem um peso bruto de 167828 kg e uma massa de 11715 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 244652 kgf, tendo um Ies de 327 s e um Tq de 206 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 14,0 metros. Está equipado com quatro motores RD-0210 (também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49). Desenvolvidos por Kosberg, cada motor tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 59360 kgf (em vácuo) com um Ies de 327 s e um Tq de 230 s. Cada motor tem uma câmara de combustão e consomem N_2O_4/UDMH.

O terceiro estágio, Proton K-3, tem um peso bruto de 50747 kg e uma massa de 4185 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 64260 kgf, tendo um Ies de 325 s e um Tq de 238 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 6,5 metros. Está equipado com um motor RD-0212 (também designado RD-473 ou 8D49). Desenvolvido por Kosberg, o RD-0212 tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 62510 kgf (em vácuo) com um Ies de 325 s e um Tq de 230 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome N_2O_4/UDMH.

O quarto estágio, Briz-M, tem um peso bruto de 22170 kg e uma massa de 2370 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 2000 kgf, tendo um Ies de 326 s e um Tq de 3000 s. Tem um diâmetro de 2,5 metros, uma envergadura de 1,1 metros e um comprimento de 2,6 metros. Está equipado com um motor S5.98M (também designado 14D30). O S5.98M tem um peso de 95 kg e desenvolve 2.000 kgf (em vácuo) com um Ies de 326 s e um Tq de 3.200 s. O motor tem uma consome N_2O_4/UDMH.

O primeiro lançamento do foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M teve lugar a 7 de Abril de 2001 (0347:00,525UTC) quando o veículo 535-01 utilizando o estágio Briz-M (88503) colocou em órbita o satélite de comunicações Ekran-M 18 (26736 2001-014A) com uma massa de 1970 kg a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24).

Foram levados a cabo 26 lançamento utilizando o foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M dos quais somente 2 falharam, isto é que resultaram na destruição do lançador e da sua carga, tendo assim uma taxa de sucesso de 92,3%.

Lançamento	Data	Hora (UTC)	Nº Série	Plataforma	Satélites	Massa (kg)
2007-F03	5-Set-07	22:43:10	53522 / 88522	LC200 PU-39	JCSat-11	4500
2007-057	17-Nov-07	22:39:47	53523 / 88523	LC200 PU-39	Sirius-4 (32299 2007-057A)	4600
2007-058	9-Dez-07	0:16:00	53524 / 88524	LC81 PU-24	Raguda-1M (32373 2007-058A)	?????
2008-003	28-Jan-08	0:18:00	53527 / 88527	LC200 PU-39	Ekspress-AM33 (32478 2008-003A)	2540
2008-006	11-Fev-08	11:34:00	53524 / 88524	LC200 PU-39	Thor-5 'Thor-2R' (32487 2008-006A)	2024
2008-011	14-Mar-08	23:18:55	????? / ?????	LC200 PU-39	AMC-14 (32708 2008-011A)	4140
2008-039	18-Ago-08	22:43:00	93502 / 99502	LC200 PU-39	Inmarsat-4 F-3 (33278 2008-039A)	5959
2008-044	19-Set-08	21:48:00	53529 / 88528	LC200 PU-39	Nimiq-4 (33373 2008-044A)	4850
2008-057	5-Nov-08	20:44:20	????? / ?????	LC200 PU-39	Astra-1M (33436 2008-057A)	5320
2008-063	10-Dez-08	13:43:00	????? / ?????	LC200 PU-39	Ciel-2 (33453 2008-063A)	5755

Esta tabela indica os últimos 10 lançamentos levados a cabo utilizando o foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M. Todos os lançamentos são levados a cabo a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur no Cazaquistão. Tabela: Rui C. Barbosa

Lançamento do Ciel-2

No dia 29 de Outubro chegava ao Cosmódromo GIK-5 Baikonur os diferentes elementos do foguetão lançador 8K82KM Proton-M/Briz-M que seria utilizado para o lançamento do satélite Ciel-2. A montagem dos diferentes estágios iniciava-se a 1 de Novembro e o estágio superior Briz-M chegava a Baikonur no dia 9 de Novembro. Por sua vez, o satélite Ciel-2 chegava a Baikonur no dia 11 de Novembro

A finalização do abastecimento dos tanques do estágio Briz-M ocorria a 20 de Novembro e o abastecimento do satélite Ciel-2 ocorria a 23 de Novembro. No dia 27 de Novembro iniciava-se a montagem da unidade de ascensão com a colocação do satélite no módulo de transporte que faz a ligação física com o estágio superior Briz-M. A acoplagem do Astra-1M com o estágio Briz-M ocorreu a 28 de Novembro e a colocação da ogiva de protecção ocorreu no dia seguinte.

A 4 de Dezembro o foguetão lançador é transportado para a estação de abastecimento onde se procede ao abastecimento dos tanques de baixa pressão do estágio Briz-M. A Comissão Estatal aprovou o transporte do lançador para a plataforma de lançamento a 6 de Dezembro e no dia seguinte o foguetão 8K82KM/Briz-M com o satélite Ciel-2 era transportado para a Plataforma de Lançamento PU-39 do Complexo de Lançamento LC200 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur.

A contagem decrescente decorreu sem qualquer problema bem como o abastecimento dos diferentes estágios do foguetão lançador. A activação da giro-plataforma teve lugar a T-5s (1342:55UTC) e os seis motores RD-275 do primeiro estágio do Proton-M entravam em ignição a T-1,750s (1342:58,249UTC) até atingirem 50% da força nominal. A força aumenta até 100% a T-0s (1342:59,999UTC) e a confirmação para o lançamento surge de imediato. A sequência de ignição verifica se todos os motores estão a funcionar de forma nominal antes de se permitir o lançamento.

O foguetão ascende verticalmente durante cerca de 10 segundos. O controlo de arfagem, da ignição e fim de queima dos motores, o tempo de separação da ogiva de protecção e o controlo de atitude, são todos calculados para que os estágios extintos caiam nas zonas pré-determinadas.

A ignição do segundo estágio ocorreu a T+1m 55,377s (1344:55,376UTC) e a separação entre o primeiro e o segundo estágio ocorreu a T+1m 59,627s / 1344:59,626UTC. A ignição dos motores vernier do terceiro estágio ocorreu a T+5m 24,109s (T+1348:21,103UTC) com os quatro motores RD-0210 do segundo estágio a terminarem as suas queimas a T+5m 26,809s (1348:26,808UTC). A separação entre o segundo e o terceiro estágio ocorre às 1348:27,508UTC (T+5m 27,508s) e a ignição do motor RD-0212 ocorre às 1348:29,908UTC (T+5m 29,909s). Ás 1348:41,835UTC (T+5m 41,836s) inicia-se o processo de separação da ogiva de protecção do satélite. Grampos longitudinais e juntas de fixação transversais são abertas com as duas metades da ogiva de protecção a serem afastadas por meio de molas. As duas metades da ogiva acabaram por cair na zona de impacto do segundo estágio. A indicação da separação da ogiva surge às 1348:43,736UTC.

O comando preliminar para o final da queima do terceiro estágio é enviado às 1352:30,392UTC (T+9m 30,393s) e o comando principal é enviado às 1352:30,392UTC (T+9m 42,321s). A separação da Unidade Orbital (estágio Briz-M juntamente com o satélite Ciel-2) ocorre às 1352:30,556UTC (T+9m 42,485s). O processo de separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M é iniciado com o final da queima dos motores vernier, seguido da quebra das ligações mecânicas entre os dois estágios e da ignição dos retro-foguetões de combustível sólido para afastar o terceiro estágio do Briz-M.

Imediatamente após a separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M, são accionados os motores de estabilização do estágio superior para eliminar a velocidade angular resultante da separação e proporcionar ao Briz-M a orientação e estabilidade ao longo da trajectória suborbital onde se encontra antes da sua primeira ignição. Esta trajectória suborbital tinha os seguintes parâmetros (T – período orbital; a – eixo semi-maior; e – excentricidade; i – inclinação orbital; Hp – perigeu; Ha – apogeu):

Parâmetro	Estimativa	Nominal	Desvio
T (h.m.s)	1.21.17,8	1.21.18,0	00.00.00,2
a (km)	6216,44	6216,60	0,16
e	0,0540915	0.0540836	0.0000078
i	51° 33' 33"	51° 32' 45"	0° 0' 18"
Hp (km)	-497,95	-497,76	0,20
Ha (km)	174,56	174,68	0,12

ПРОТОН-М

A primeira ignição do Briz-M inicia-se às 1354:02,484UTC (T+11m 02,485s) com a ignição dos motores de correcção de impulso seguindo-se às 1354:16,485UTC (T+11m 16,485s) a ignição do motor S5.98M. O final da queima dos motores de correcção de impulso ocorre às 1354:18,384UTC (T+11m 18,385s) e o final da primeira queima do Briz-M ocorre às 1358:43,016UTC (T+15m 43,017s). Após a primeira ignição do Briz-M os parâmetros orbitais da designada órbita de suporte eram os seguintes:

Parâmetro	Estimativa	Nominal	Desvio
T (h.m.s)	1.28.1,4	1.28.1,7	00.00.0,2
a (km)	6554,82	6555,00	0,18
e	0,0000417	0,0000001	0,0000416
i	51° 33' 30"	51° 33' 3"	0° 0' 27"
Hp (km)	176,41	176,86	0,46
Ha (km)	176,95	176,86	0,09

A segunda queima do Briz-M é executava no primeiro nodo de ascensão da órbita de suporte e após esta queima a Unidade de Ascensão atinge uma órbita intermédia. A segunda ignição do Briz-M inicia-se às 1449:55,999UTC (T+1h 6m 56,000) com a ignição dos motores de correcção de impulso seguindo-se às 1450:35,999UTC (T+1h 7m 36,000s) a ignição do motor S5.98M. O final da queima dos motores de correcção de impulso ocorre às 1450:37,899UTC (T+1h 7m 37,900s) e o final da primeira queima do Briz-M ocorre às 1508:10,485UTC (T+1h 25m 10,486s). Após a segunda ignição do Briz-M os parâmetros orbitais eram os seguintes:

Parâmetro	Estimativa	Nominal	Desvio
T (h.m.s)	2.21.56,2	2.21.55,6	00.00.0,8
a (km)	9013,42	9013,00	0,43
e	0,2624636	0,2623985	0,0000651
i	50° 19' 14"	50° 18' 00"	0° 1' 14"
Hp (km)	269,59	269,87	0,27
Ha (km)	5000,98	4999,86	1,12

A terceira e quarta queima irão ter lugar após a Unidade de Ascensão executar uma órbita em torno do planeta e têm lugar no perigeu, formando uma órbita de transferência com um apogeu próximo do que será conseguido na órbita final. O quadro seguinte mostra os tempos da terceira e quarta queima do estágio Briz-M, bem como a hora de separação do tanque auxiliar de combustível.

Fase do Voo	T+ (h:m:s)	Hora (UTC)
MCI 3 - Ignição	03:27:47.000	17:10:46,999
MS 3 - Ignição	03:28:31.000	17:11:30,999
MCI 3 - Final da queima	03:28:32.900	17:11:32,899
MS 3 - Final da queima	03:40:45.619	17:23:45,618
MCI 4 - Ignição	03:41:29.819	17:24:29,818
Separação do Tanque Auxiliar	03:41:35.619	17:24:35,618
MCI 4 - Final da queima	03:41:37.819	17:24:37,818
MCI 5 - Ignição	03:42:54.619	17:25:54,618
MS 4 - Ignição	03:43:02.619	17:26:02,618
MCI 5 - Final da queima	03:43:04.519	17:26:04,518
MS 4 - Final da queima	03:48:04.711	17:31:04,710
MCI 6 - Ignição	08:50:12.000	22:33:11,999
MS 5 - Ignição	08:50:37.000	22:33:36,999
MCI 6 - Final da queima	08:50:38.900	22:33:38,899
MS 5 - Final da queima	08:57:47.459	22:40:47,458
Separação Ciel-2	09:12:00.000	22:53:59,999

Legenda: MCI – Motor de Correcção de Impulso; MS – Motor de Sustentação. O número em frente a cada sigla indica o número da manobra orbital. Dados fornecidos pelo Centro de Pesquisa e Produção Espacial Khrunichev.

Após a execução destas manobras o satélite Ciel-2 encontra-se numa órbita com os seguintes parâmetros:

Parâmetro	Estimativa	Nominal	Desvio
T (h.m.s)	12.14.49,9	12.14.41,7	00.00.7,5
a (km)	26974,16	26971,08	3.08
e	0,5566834	0,5562539	0,0004296
i	19° 28' 33"	19° 30' 0"	0° 1' 27"
Hp (km)	5579,96	5590,18	10,22
Ha (km)	35612,10	35595,72	16,38

Após a separação do Ciel-2 procedeu-se à medição dos seus parâmetros orbitais e o estágio Briz-M é colocado numa órbita mais afastada do satélite. Esta manobra decorreu entre as 0106:19,997UTC (T+11h 23m 20,000s) do dia 11 de Dezembro e as 0106:34,997UTC (T+11h 23m 35,000s). A pressão dos tanques de propolentes é reduzida para evitar qualquer tipo de fuga de propolente que possa levar à destruição do veículo e á consequente criação de detritos orbitais.

Yaogan-5

No dia 15 de Dezembro era lançado desde o Centro de Lançamento de satélites de Taiyuan um foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-12) transportando o satélite YaoGan Weixing-5. Apesar de já há vários meses se aguardar pelo lançamento deste satélite, a sua natureza permanece, tal como acontece com os anteriores satélites YaoGan, envolta em mistério.

As referências iniciais a este lançamento indicavam a missão o primeiro satélite da série militar Jian Bing-7. Não havendo muitos dados relativos a esta série de satélites crê-se que seja um novo tipo de satélite de observação. Observações posteriores verificaram que o satélite Zi Yuan-2 (3), também designado Jian Bin-3 (3), havia sido removido da sua órbita antes do lançamento do YanGan-5. Esta manobra pode indicar que o YanGan-5 seja um novo tipo de satélite que venha substituir os Jian Bing-3.

Segundo o analista Phillip Clark, o satélite YaoGan-5 atingiu a sua órbita operacional a 20 de Dezembro ficando colocando numa órbita com um apogeu a 495 km de altitude, perigeu a 488 km de altitude e inclinação orbital de 94,44 minutos. De notar que o mesmo período orbital era utilizado pela série Jian Bing-3, apesar de existiram ligeiras diferenças nas suas excentricidades orbitais o que resultava em apogeus e perigeus em altitudes diferentes.

A análise futura às manobras orbitais deste satélite poderão ajudar a esclarecer a sua verdadeira designação, levando-nos a esclarecer a verdadeira natureza da sua missão. Por parte das autoridades chinesas os únicos dados fornecidos indicam que este é um satélite de detecção remota que irá ser utilizado para pesquisas científicas, detecção dos recursos terrestres, estimativa de colheitas, e prevenção e auxílio nos desastres naturais.

O foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B

O foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B é fabricado pela Academia de Tecnologia de Voo Espacial de Shanghai e foi introduzido pela primeira vez em 1999. É um veículo a três estágios que consomem combustíveis hipergólicos. O CZ-4B pode ser visto como uma versão melhorada do lançador CZ-4A Chang Zheng-4A, no qual o terceiro estágio foi melhorado, bem como a ogiva de protecção da carga a transportar. Tendo um comprimento de 45,8 metros e um diâmetro de 3,4 metros, o CZ-4B é capaz de colocar 2800 kg numa órbita terrestre sincronizada com o Sol a 900 km de altitude. No lançamento desenvolve uma força de 302000 kgf e tem um peso de 249200 kg.

O primeiro estágio tem um comprimento de 24,7 metros, um diâmetro de 3,4 metros e um peso bruto de 192700 kg, pesando 9500 kg sem combustível. Desenvolve 332952 kgf no vácuo, tendo um Ies de 289 s (Ies-nm de 259 s) e um Tq de 170 s. Está equipado com quatro motores YF-20B que consomem N_2O_4/UDMH.

O segundo estágio tem um comprimento de 10,4 metros, um diâmetro de 3,4 metros e um peso bruto de 39550 kg, pesando 4000 kg sem combustível. Desenvolve 84739 kgf no vácuo, tendo um Ies de 295 s (Ies-nm de 260 s) e um Tq de 135 s. Está equipado com um motor YF-25/23 que consome N_2O_4/UDMH.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
2002-024	CZ-4B (CZ4B-4)	15-Mai-02	1:50:00	Feng Yun-1D (2002-024A 27430) Hai Yang-1 (2002-024B 27431)
2002-049	CZ-4B (CZ4B-5)	27-Out-02	3:17:00	Zi Yuan-2B (2002-049A 27550)
2003-049	CZ-4B (CZ4B-6)	21-Out-03	3:16:00	Zi Yuan-1B 'CBERS-2' (28057 2003-049A) Chuangxin-1 (28058 2003-049B)
2004-035	CZ-4B /2 (CZ4B-7)	08-Set-04	23:14:00	Shi Jian-6 Grupo-1A (28413 2004-035A) Shi Jian-6 Grupo-1B (28415 2004-035C)
2004-044	CZ-4B (CZ4B-8)	06-Nov-04	3:10:00	Zi Yuan-2 (3) (28470 2004-044A)
2006-015	CZ-4B /2 (CZ4B-9)	27-Abr-06	22:48:00	YaoGan-1 'Jian Bing-5 (1)' (29092 2006-015A)
2006-046	CZ-4B (CZ4B-10)	23-Out-06	23:34:03	Shi Jian-6 Grupo-2A (29505 2006-046A) Shi Jian-6 Grupo-2B (29506 2006-046C)
2007-042	CZ-4B (CZ4B-11)	19-Set-07	3:26:13	CBERS-2B 'Zi Yuan-1 (2B)' (32062 2007-042A)
2008-053	CZ-4B (CZ4B-12)	25-Out-08	1:15:00	Shi Jian-6 Grupo-3A (33408 2008-053A) Shi Jian-6 Grupo-3B (33409 2008-053B)
2008-064	CZ-4B (CZ4B-13)	15-Dez-09	3:22:05	YaoGan-5 'Jian Bing-7 (1)' (33456 2008-064A)

Esta tabela mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo por foguetões CZ-4B Chang Zheng-4B. Todos os lançamentos são levados a cabo desde o Centro de Lançamento de satélites de Taiyuan. Tabela.: Rui C. Barbosa.

Por fim, o terceiro estágio tem um comprimento de 1,9 metros, um diâmetro de 2,9 metros e um peso bruto de 15150 kg, pesando 1000 kg sem combustível. Desenvolve 10280 kgf no vácuo, tendo um Ies de 303 s (Ies-nm de 260 s) e um Tq de 400 s. Está equipado com um motor YF-40 que consome N_2O_4/UDMH.

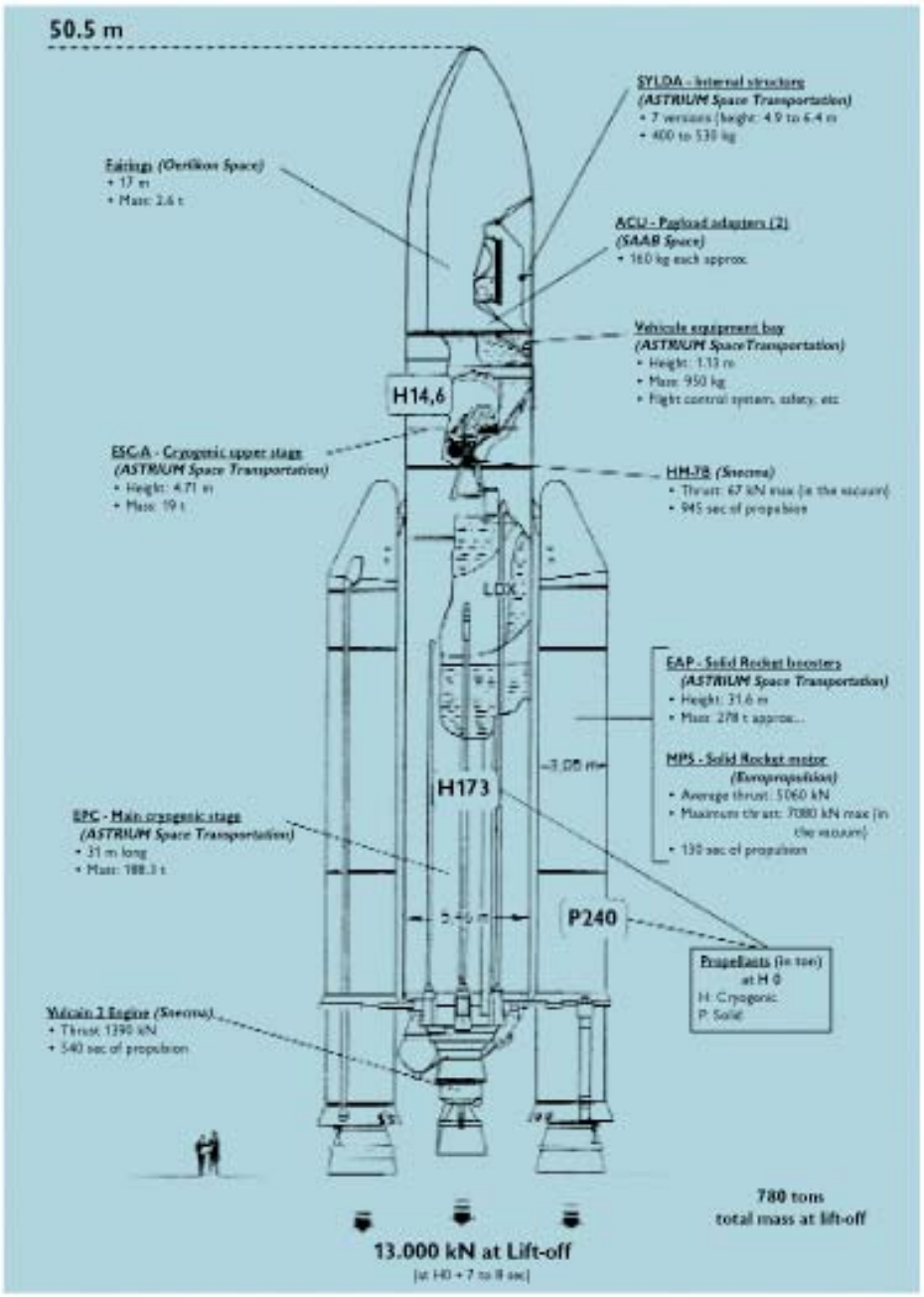
A série de lançadores CZ-4 foi projectada após o desenvolvimento do foguetão FB-1 Feng Bao-1 e utilizando os dois primeiros estágio do foguetão CZ-3 Chang Zheng-3. O terceiro estágio do CZ-4 foi projectado para poder colocar satélites em órbitas sincronizadas com o Sol ou em órbitas geostacionárias. O desenvolvimento dos CZ-4 foi iniciado em Março de 1982 e teve como objectivo o lançamento dos satélites meteorológicos na série Feng Yun.

O primeiro lançamento do CZ-4B teve lugar a 10 de Maio de 1999 desde o Complexo de Lançamentos LC1 do Centro de Lançamento de Satélites de Taiyuan. Neste lançamento o CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-1) colocou em órbita os satélites Feng Yun-1C (25730 1999-025A) e Shi Jian-5 (25731 1999-025B). Dos seis lançamentos realizados até à presente data todos foram feitos com sucesso dando uma taxa de fiabilidade de 100% ao CZ-4B Chang Zheng-4B.

Lançamento do satélite YaoGan Weixing-5 às 0322:04,521UTC do dia 15 de Dezembro de 2008 a partir do Complexo de Lançamento LC2 de Taiyuan. Na fotografia são visíveis as placas de protecção térmica a desprenderem-se do lançador na fase inicial do voo.

A última missão da Arianespace em 2008

Finalizando um ano de sucesso para a *Arianespace*, a missão V186 ajudou a consolidar a posição de liderança da empresa europeia no mercado internacional do lançamento de satélites ao colocar em órbita mais dois satélites de comunicações para a *Eutelsat*, o Hot Bird-9 e o Eutelsat-W2M.



O Ariane-5ECA

O super lançador europeu Ariane-5ECA é um lançador a dois estágios, auxiliados por dois propulsores laterais a combustível sólido. O Ariane-5ECA tem um peso bruto de 777000 kg, podendo colocar 16000 kg numa órbita a 405 km de altitude com uma inclinação de 51,6º em relação ao equador terrestre ou então 10500 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. No lançamento desenvolve 1566000 kgf. Tem um comprimento total de 59,0 metros e o seu diâmetro base é de 5,4 metros.

Os propulsores laterais de combustível sólido desenvolvem mais de 90% da força inicial no lançamento. Designados P241 (Ariane-5 EAP "*Etage Acceleration a Poudre*") cada propulsor tem um peso bruto de 278330 kg, pesando 38200 kg sem combustível e desenvolvendo 660000 kgf no vácuo. O Ies é de 275 s (Ies-nm de 250 s) e o Tq é de 130s. Os propulsores laterais têm um comprimento de 31,6 metros e um diâmetro de 3,05 metros. Estão equipados com um motor P241 que consome combustível sólido constituído por uma mistura de 68% de perclorato de amónia (oxidante), 18% de alumínio (combustível) e 145 polibutadieno (substância aglutinante).

Cada propulsor é composto por três segmentos. O segmento inferior tem um comprimento de 11,1 metros e está abastecido com 106,7 t de propolente; o segmento central tem um comprimento de 10,17 metros e está abastecido 107,4 t de propolente, finalmente o segmento superior (ou frontal) tem um comprimento de 3,5 metros e está abastecido com 23,4 t de propolente. Sobre o segmento superior está localizada uma ogiva com um sistema de controlo. O processo de ignição é iniciado por meios pirotécnicos (assim que o motor criogénico Vulcain do primeiro estágio estabiliza a sua ignição) e o propolente sólido queima a uma velocidade radial na ordem dos 7,4 mm/s (a queima é realizada de dentro para fora). O controlo de voo é feito através da tubeira móvel do propulsor que é conduzida actuadores controlados hidraulicamente.

O primeiro estágio do foguetão Ariane-5ECA, denominado H173 (EPC "*Etage Principal Cryotechnique*"), tem um comprimento de 30,5 metros e um diâmetro de 5,46 metros. Tem um peso bruto de 186000 kg e um peso sem combustível de 12700 kg. No

lançamento desenvolve 113600 kgf (vácuo), com um Ies de 434 s (Ies-nm de 335 s) e um Tq de 650 s. O seu motor criogénico Vulcain-2 (com um peso de 1800 kg, diâmetro de 2,1 metros e comprimento de 3,5 metros) é capaz de desenvolver 132563 kgf no vácuo, com um Ies 440 s e um Tq de 605 s. Tal como o Vulcain, utilizado no primeiro estágio do Ariane-5G, o Vulcain-2 consome LOX e LH_2. O Vulcain-2 é desenvolvido pela *Snecma*.

O H173 é capaz de transportar mais 15200 kg de propolente devido a modificações feitas no tanque de oxigénio líquido. Na parte superior do H173 encontra-se a secção de equipamento VEB (*Vehicle Equipment Bay*) do Ariane-5ECA onde são transportados os sistemas eléctricos básicos, sistemas de orientação e telemetria, e o sistema de controlo de atitude. A secção de equipamento é desenvolvida pela *Astrium SAS* e tem uma altura de 1,13 metros e um peso de 950 kg.

Lançamento	Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora	Satélites
2006-054	V174	L534 'Ciutat de Barcelona'	8-Dez-06	22:08:00	Wildblue-1 (29643 2006-054A) AMC-18 (29644 2006-054B)
2007-007	V175	L535	11-Mar-07	22:02:00	Insat-4B (30793 2007-007A) Skynet-5A (30794 2007-007B)
2007-016	V176	L536	4-Mai-07	22:29:00	Astra-1L (31306 2007-016A) Galaxy-17 (31307 2007-016B)
2007-036	V177	L537	14-Ago-07	23:44:00	Spaceway-3 (32018 2007-036A) BSAT-3a (32019 2007-036B)
2007-056	V179	L538	14-Nov-07	22:06:00	Skynet-5B (32293 2007-056A) Star One C-1 (32294 2007-056B)
2008-018	V182	L539	18-Abr-08	22:16:00	VINASAT-1 (32767 2008-018A) Star One C-2 (32768 2008-018B)
2008-030	V183	L???	12-Jun-08	21:54:00	Skynet-5C (33055 2008-030A) Turksat-3A (33056 2008-030B)
2008-034	V184	L541	7-Jul-08	21:47:00	ProtoStar-1 (33153 2008-034A) Badr-6 (33154 2008-034B)
2008-038	V185	L542	14-Ago-08	20:44:00	Superbird-7 (33274 2008-038A) AMC-21 (33275 2008-038B)
2008-065	V186	L???	20-Dez-08	22:35:07	Hot Bird-9 (33459 2008-065A) Eutelsat-W2M (33460 2008-065B)

Esta tabela mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo pelo foguetão Ariane-5ECA. Tabela: Rui C. Barbosa.

O segundo estágio ESC-A, desenvolvido pela *Astrium GmbH*, tem um comprimento de 9,0 metros, um diâmetro de 5,5 metros, um peso bruto de 16500 kg e um peso sem combustível de 2100 kg. No lançamento desenvolve 6600 kgf (vácuo), com um Ies de 446 s e um Tq de 960 s. O seu motor HM-7B (com peso de 155 kg, um diâmetro de 2,7 metros e um comprimento de 2,0 metros) é capaz de desenvolver 6.394 kgf no vácuo, com um Ies 446 s e um Tq de 731 s. Consome LOX e LH_2. O HM-7B, desenvolvido pela *Snecma*, também era utilizado no terceiro estágio dos lançadores Ariane-4, bem como o tanque de oxigénio líquido. Este estágio pode transportar 14000 kg de propolente criogénico e permite ao Ariane-5ECA colocar 10000 kg em órbitas de transferência para a órbita geossíncrona, em missões onde transporta duas cargas utilizando o adaptador Sylda, ou então 10500 kg de carga para a mesma órbita quando se trata de um único satélite.

Em outras versões do Ariane-5 (Ariane-5 ESC-B) o segundo estágio será o ESC-B que pode transportar até 25000 kg de propolente para o novo motor Vinci, capaz de executar múltiplas ignições em órbita. O Vinci terá uma força de 15500 t, sendo um motor de alta performance e fiabilidade. A sua tubeira extensível dará ao motor um Ies de 464 s no vácuo. A capacidade do Ariane-5 aumentará para 11000 kg quando se trate de colocar em órbita geossíncrona satélites utilizando o adaptador Spelda ou então de 12000 kg para um único satélite.

As ogivas de protecção da carga no Ariane-5ECA (e da versão original do Ariane-5) são construídas pela *Contraves Space* e existem três versões consoante o tamanho dos satélites a serem transportados. As diferentes versões das ogivas têm 12,73 metros, 13,81 metros ou 17,00 metros de comprimento, com uma massa que varia entre os 2000 kg e os 2900 kg. No interior da ogiva os satélites são transportados no adaptador Sylda, caso se trate do lançamento de dois ou mais satélites. O Sylda é construído pela *Astrium GmbH* e existem sete versões com uma altura que varia entre os 4,6 metros e os 6,4 metros, e um peso entre os 400 kg e os 500 kg.

Hot Bird-9

O satélite de comunicações Hot Bird-9 foi construído pela empresa europeia *EADS Astrium*. A sua construção foi finalizada em Julho de 2008 e o satélite chegava a Kourou a 16 de Setembro para ser preparado para o lançamento.

O satélite foi desenhado para proporcionar serviços de televisão por satélite e serviços de televisão por cabo a clientes da Eutelsat localizados na Europa, Norte de África e Médio Oriente. O satélite está equipado com 64 repetidores de banda Ku. O Hot Bird-9 opera na órbita geossíncrona a 13º longitude Este.

O satélite é baseado no modelo Eurostar-3000 e tinha uma massa de 4880 kg no lançamento.

Eutelsat-W2M

No dia 18 de Maio de 2006 a *Arianespace* e a Eutelsat anunciavam a assinatura de um contrato para o lançamento do satélite Eutelsat-W2M. Este satélite foi construído por um consórcio formado pela *EADS Astrium* e pela agência espacial indiana ISRO.

O Eutelsat-W2M, a operar na órbita geossíncrona a 16º longitude Este, geralmente proporciona uma cobertura de 26 repetidores em banda Ku podendo utilizar o equivalente a 32 repetidores dependendo do modo operacional. O satélite foi desenhado para fornecer serviços que vão desde a transmissão televisiva até à distribuição de dados e serviços de banda larga.

A zona de cobertura do satélite deveria abranger a Europa, Norte de África e Médio Oriente, podendo no entanto também proporcionar cobertura em toda a África e Ásia Central.

O Eutelsat-W2M é baseado no modelo I-3J da ISRO e tinha uma massa de 3460 kg no lançamento.

Cinco semanas após o lançamento a operadora europeia *Eutelsat* anunciava que o novo satélite havia sofrido uma avaria. Apesar de ainda não ser conhecida a sua verdadeira natureza, era referido que o Eutelsat-W2M se encontrava totalmente perdido.

Lançamento da missão V186

Após chegar a Kourou o estágio criogénico do foguetão Ariane-5ECA para a missão V186 foi transportado no interior do seu contentor climatizado para o edifício de integração, sendo colocado numa posição vertical sobre uma das duas plataformas de lançamento móveis existentes no complexo. Entretanto, os trabalhos de integração dos propulsores laterais de combustível sólido decorriam sem qualquer problema e quando os dois propulsores estavam prontos foram transportados para o edifício de integração do lançador com o qual foram acoplados.

O lançamento da missão V186 estava inicialmente previsto para ter lugar no mês de Outubro, mas teve de ser adiada devido à falta de disponibilidade do satélite NSS-9, construído pela *Orbital Sciences Corporation*, que estava originalmente previsto para ser colocado em órbita nesta missão.

No dia 20 de Outubro chegava à Guiana Francesa o satélite Eutelsat-W2M cujo processamento para o voo se iniciaria no dia 22 de Outubro com a sua remoção do interior do contentor de transporte numa das salas estéreis (S5C) do edifício de processamento de carga S5. Entretanto a *Arianespace* aceitava a entrega do sexto foguetão Ariane-5 de 2008 após a sua transferência para o edifício de integração final e onde se daria a integração da sua carga dupla. De notar que a montagem e integração inicial do lançador é levada a cabo pela *EADS Astrium* que posteriormente transfere a responsabilidade do veículo para a *Arianespace*.

Após se proceder ao abastecimento hipergólico de ambos os satélites, estes foram colocados nas posições relativas antes de serem acoplados ao foguetão lançador. O processo iniciou-se com a colocação do satélite Hot Bird-9 numa unidade de adaptação cónica que serve de interface estrutural entre o satélite e o último estágio do lançador. Posteriormente o satélite foi colocado sobre o adaptador Sylda e o conjunto foi depois colocado no interior da ogiva de protecção do lançador. Mais tarde todo este conjunto é baixado sobre o satélite Eutelsat-W2M, ficando assim tudo pronto para o transporte para o Complexo de Lançamento ELA3.

A contagem decrescente para o lançamento foi interrompida a T-10s da hora prevista para a missão devido a um problema registado com a pressão no sistema de hidrogénio líquido. O problema acabou por ser resolvido e a contagem decrescente foi reciclada, decorrendo desta vez sem qualquer problema. A ignição do motor Vulcain-2 do primeiro estágio ocorreu às 2235:07UTC com os dois propulsores laterais de combustível sólido a entrarem em ignição às 2235:14UTC. A queima dos propulsores laterais terminou às 2237:27UTC e as duas metades da ogiva de protecção separaram-se às 2238:23UTC. O final da queima do estágio criogénico principal ocorreu às 2244:04UTC e a sua separação dava-se às 2244:10UTC. Pelas 2244:14UTC entrava em ignição o estágio criogénico superior. A queima do estágio superior terminaria às 2300:02UTC. Por esta altura o conjunto havia atingido uma velocidade de 9,3 km/s a uma altitude de 708 km (as condições necessárias para se conseguir uma injecção para a órbita de transferência para a órbita geossíncrona). A separação do satélite do satélite Hor Bird-9 ocorria às 2301:51UTC enquanto que o satélite Eutelsat-W2M separava-se às 2307:17UTC.

Lançamento do Feng Yun-2E

O último lançamento orbital da China em 2008 marcou um novo recorde para o total de lançamentos por este país num só ano e reforçou a frota de satélite meteorológicos chineses na órbita geossíncrona.

Os satélites Feng Yun-2

A série de satélites Feng Yun-2 foi desenvolvida pela Academia de Tecnologia de Voo Espacial de Shanghai e pela Academia Chinesa de Tecnologia Espacial, representando uma série de veículos meteorológicos em órbita geossíncrona estabilizados por rotação ao longo do seu eixo longitudinal.

Em geral os satélites têm um diâmetro de 2,10 metros e uma altura de 1,61 metros, tendo uma massa de 1369 kg no lançamento e 536 kg em órbita. Os satélites transportam um radiómetro com transmissores em banda S e UHF. Os dois principais sensores a bordo funcionam nas zonas visível e infravermelha do espectro electromagnético com uma resolução de 1,25 km e 5,0 km, respectivamente. Normalmente um sensor de vapor de água é também transportado a bordo de cada satélite. Os satélites Feng Yun-2 têm uma vida operacional de 3 anos.

Breve história do programa

O desenvolvimento dos satélites Feng Yun-2 teve início nos anos 80 com o primeiro veículo experimental, o Feng Yun-2-01, a ser finalizado em 1994. Durante a verificação final nos preparativos para o lançamento antes do satélite ser acoplado ao último estágio do foguetão lançador CZ-3 Chang Zheng-3, deu-se uma explosão que destruiu por completo o satélite, provocando a morte a um operário e ferindo outros 20. Em resultado da explosão, as instalações de processamento foram bastante danificadas levando a um atraso de três anos a todo o programa.

O segundo satélite experimental, o Feng Yun-2-02, foi lançado com sucesso a 10 de Junho de 1997 (1201UTC) por um foguetão CZ-3 Chang Zheng-3 (CZ3-12) a partir do Centro de Lançamentos de satélites de Xi Chang. O satélite, que recebeu a designação Feng Yun-2A (24834 1997-029A) após entrar em órbita terrestre, foi colocado a 105º longitude Este na órbita geossíncrona entre 1997 e 2000. O satélite sofreu uma avaria na antena de banda S e parou de enviar informações em Abril de 1998, tendo no entanto retomado as operações, se bem que de forma parcial, em Dezembro de 1998. O sistema de obtenção de imagens falhou por completo a 30 de Setembro de 1998, mas o satélite permaneceu na sua posição até Março de 2000. Nos dias 21 e 3 de Março o Feng Yun-2A sofreu problemas de estabilização levando ao fim das suas operações e à sua remoção da sua localização e posterior posicionamento a 85º longitude Este, tendo permanecido neste posição até finais de 2006. Por esta altura pensava-se que o satélite se encontrava inactivo, mas em Dezembro de 2006 começou a levar a cabo uma série de manobras e em Janeiro de 2007 encontrava-se estabilizado entre os 58º longitude Este e os 59º longitude Este, onde ainda permanece.

A 25 de Junho de 2000 dava-se o lançamento do terceiro satélite experimental designado Feng Yun-2-03 e que recebeu a designação Feng Yun-2B (26382 2000-032A). O satélite foi lançado às1150UTC desde Xi Chang por um foguetão CZ-3 Chang Zheng-3 (CZ3-13). O Centro de Controlo em Pequim recebeu a primeira imagem do Feng Yun-2B a 6 de Julho e a 20 de Julho eram accionados os canais de observação de infravermelhos. O serviço operacional do satélite foi iniciado a 1 de Janeiro de 2001. O Feng Yun-2B continuou em operações a 105º longitude Este até Setembro de 2004, sendo então manobrado e colocado a 123º Longitude Este a 30 de Setembro de 2004. O satélite continuou a levar a cabo manobrar de posicionamento até Fevereiro de 2006, mas após esta data começou a entrar em deriva e foi desactivado.

O primeiro satélite operacional da série foi o Feng Yun-2-04, ou Feng Yun-2C (28451 2004-042A) lançado às 0120:04UTC do dia 19 de Outubro de 2004 por um foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-9) a partir de Xi Chang. O Feng Yun-2C difere dos veículos anteriores da série devido ao facto de o seu radiómetro possuir cinco canais espectrais. O satélite foi colocado a 105º

longitude Este a 25 de Outubro de 2004. As estações de controlo receberam a primeira imagem a 1 de Janeiro de 2005. O Feng Yun-2C teve como missão monitorizar as temperaturas e as nuvens sobre o território chinês e áreas vizinhas, sendo capaz de proporcionar informação meteorológica para a região da Ásia – Pacífico.

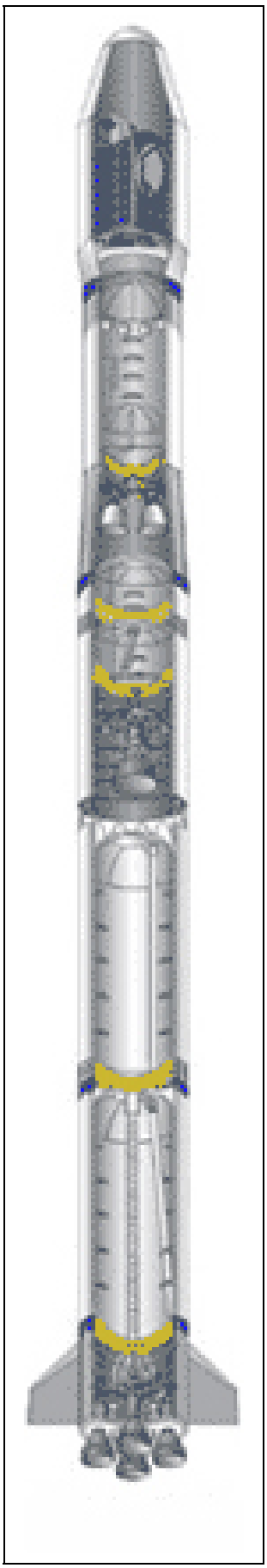
O satélite Feng Yun-2D (29640 2006-053A), também designado Feng Yun-2-05, foi lançado às 0053:22,656UTC do dia 8 de Dezembro de 2006 por um foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-11) a partir de Xi Chang. Este segundo satélite operacional enviou a sua primeira imagem a 12 de Janeiro de 2007, tendo sido estacionado a 86,5º longitude Este (numa posição de suporte). Nesta posição o Feng Yun-2D cobre a maior parte do continente asiático, Oceano Índico, a parte Oeste do Oceano Pacífico. O Feng Yun-2D formava uma rede meteorológica com o satélite Feng Yun-2C, fornecendo informações meteorológicas detalhadas. O satélite foi extensivamente utilizado para fornecer informações meteorológicas durante os Jogos Olímpicos de Pequim.

O lançador CZ-3A Chang Zheng-3A

O foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A representa uma evolução do lançador orbital CZ-3 Chang Zheng-3 introduzindo um novo terceiro estágio criogénico, além de um sistema de controlo mais avançado. O CZ-3A é um lançador a três estágios com uma grande capacidade de carga para a órbita de transferência para a órbita geossíncrona, tendo uma maior flexibilidade para o controlo de atitude e uma melhor adaptabilidade a uma grande variedade de missões.

No total já foram levadas a cabo 16 lançamentos do CZ-3A, tendo uma taxa de sucesso de 100%. O primeiro lançamento do CZ-3A teve lugar a 8 de Fevereiro de 1994 (0834UTC) quando o veículo CZ3A-1 colocou em órbita os satélites Shi Jian 4 (22996 1994-010A) e Kua Fu 1 (23009 1994-010B). Todos os lançamentos deste foguetão são realizados a partir do Complexo de Lançamentos LC2 do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang.

O Chang Zheng-3A é capaz de colocar uma carga de 7200 kg numa órbita terrestre baixa a 200 km de altitude e com uma inclinação de 28,5º em relação ao equador terrestre, ou então uma carga de 2600 kg para uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu inicial de 40000 km de altitude. O lançador desenvolve uma força de 302000 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 241000 kg. O seu comprimento total é de 52,52 metros e a sua massa no lançamento é de 241000 kg.



O primeiro estágio do CZ-3A, L-180, tem um peso bruto de 179000 kg e um peso de 8225 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 2961,6 kN (vácuo), tendo um Ies de 189 s, um Ies-nm de 259 s e um Tq de 155 s. O seu comprimento é de 23,272 metros, tendo um diâmetro de 3,35 metros e uma envergadura de 7,0 metros. Está equipado com quatro motores YF-20B que consomem N_2O_4/UDMH.

O segundo estágio, denominado L-35, tem um peso bruto de 33600 kg, pesando 2848 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 742 kN (motor principal) juntamente com 47,2 kN dos quatro motores vernier, tendo um Ies de 297 s, um Ies-nm de 260 s e um Tq de 110 s.

O seu comprimento é de 11,276 metros e tem um diâmetro de 3,35 metros. Está equipado com um motor YF-25/23 que consome N_2O_4/UDMH. Finalmente o terceiro estágio, denominado H-18, tem um peso bruto de 21000 kg, pesando 2807 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 157 kN, tendo um Ies de 440 s e um Tq de 470 s. O seu comprimento é de 12,375 metros e tem um diâmetro de 3,00 metros. Está equipado com dois motores YF-75 que consomem LOX/LH_2.

A ogiva de protecção tem um comprimento de 8,887 metros e um diâmetro de 3,35 metros.

Lançamento	Veículo Lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
2003-021	CZ3A-7	24-Mai-03	8:34:00	Beidou-1C (27813 2003-21A)
2003-052	CZ3A-8	14-Nov-03	16:01:00	Zhongxing-20 (28080 2003-52A)
2003-042	CZ3A-9	19-Out-04	1:20:00	Feng Yun-2C (28451 2004-042A)
2006-038	CZ3A-10	12-Set-06	16:02:00	Feng Huo-3 'Zhongxing-22A' (29398 2006-038A)
2006-053	CZ3A-11	8-Dez-06	0:53:23	Feng Yun-2D (29640 2006-53A)
2007-003	CZ3A-12	2-Fev-07	16:28:00	Beidou-1D (30323 2007-003A)
2007-011	CZ3A-13	13-Abr-07	20:11:00	Beidou-2A (31115 2007-011A)
2007-021	CZ3A-14	31-Mai-07	16:08:00	Xinnuo-3 'SinoSat-3' (31577 2007-021A)
2007-051	CZ3A-15	24-Out-07	10:05:04.602	Chang'e-1 (32273 2007-051A)
2008-066	CZ3A-16	23-Dez-08	00:54:04.330	Feng Yun-2E (33463 2008-066A)

Os últimos dez lançamentos levados a cabo pelo foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A. Todos os lançamentos tiveram lugar desde o Centro de Lançamento de Satélites de Xichang, Tabela: Rui C. Barbosa.

Quando o CZ-3A Chang Zheng-3A realizou três lançamentos consecutivos com sucesso foi colocado no mercado internacional do lançamento de satélites. O CZ-3A Chang Zheng-3A é construído pela Corporação Industrial Grande Muralha da China.

Lançamento do Feng Yun-2E

O lançamento do Feng Yun-2E foi anunciado pela primeira vez a 22 de Outubro de 2006 pela agência de notícias chinesa Xinhua. Na altura era revelado que o satélite havia sido aprovado pelos especialistas chineses após a sua montagem. O lançamento estava inicialmente previsto para o final desse ano. O lançamento foi sucessivamente adiado por razões desconhecidas e as notícias seguintes sobre a sua missão só surgiram na imprensa chinesa a 16 de Outubro de 2008 quando a edição em língua russa da agência Xinhua anunciava o lançamento para Dezembro de 2008.

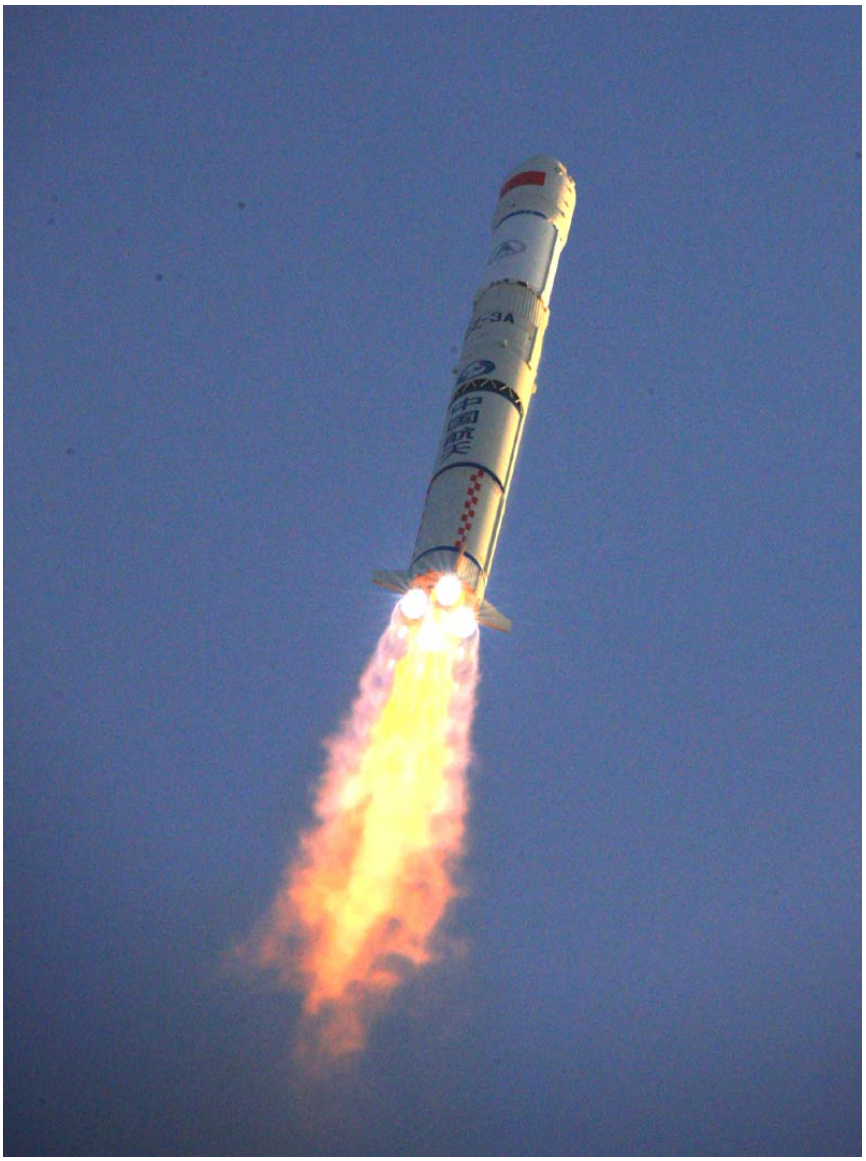
O lançamento do satélite Feng Yun-2-06 (a designação Feng Yun-2E é só atribuída após a entrada em órbita do satélite) acabou por ter lugar às 0054:04,330UTC do dia 23 de Dezembro de 2008 a partir do Complexo de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de satélites de Xi Chang.

Pelas 0054:20UTC o lançador efectuava uma manobra de rotação para se alinhar com a trajectória ideal para colocar a sua carga em órbita.

A tabela seguinte mostra uma sequência de voo típica para o foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A:

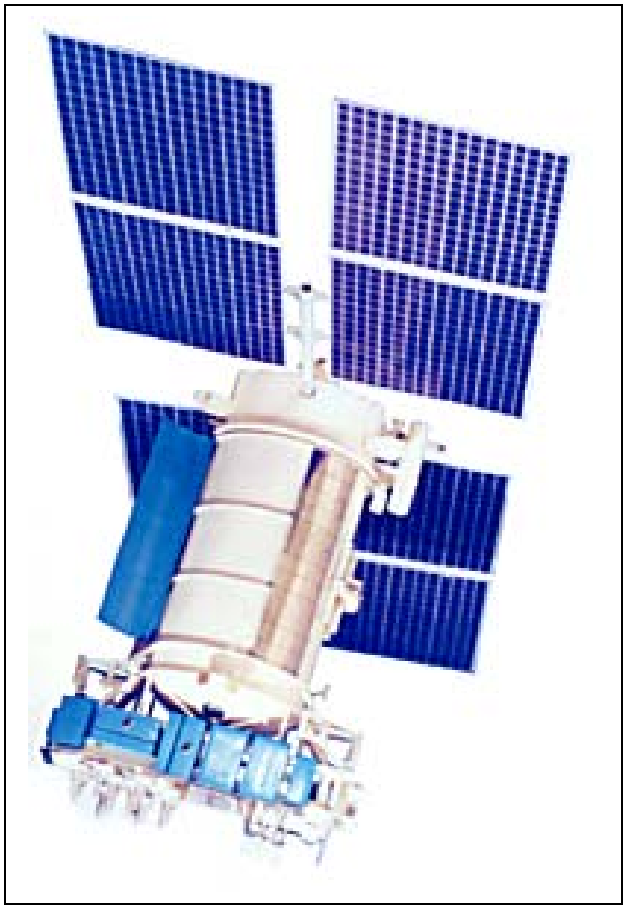
Evento	Tempo (s)
Ignição	0,000
Manobra de rotação	12,000
Final da queima do 1º estágio	146,428
Separação do 1º estágio	147,928
Separação da ogiva	236,928
Fim da queima do motor principal do 2º estágio	258,278
Fim da queima dos motores vernier do 2º estágio	263,278
Separação do 2º estágio; ignição do 3º estágio	264,278
Fim da primeira queima do 3º estágio	617,299
Órbita preliminar	620,799
Segunda ignição do 3º estágio	1252,513
Fim da segunda ignição do 3º estágio; início do ajustamento de velocidade	1374,440
Final do ajustamento de velocidade	1394,440
Separação da carga	1474,440

O Feng Yun-2E tem uma massa de 1390 kg e substitui o satélite Feng Yun-2C. O satélite irá obter informações sobre o solo, os oceanos e o tempo espacial. Essa informação será gerida pela Administração Meteorológica da China.



Três novos satélites para a rede GLONASS

Para 2008 as autoridades russas agendaram o lançamento de seis novos satélites para a rede de navegação GLONASS. O primeiro de dois lançamento teve lugar a 25 de Setembro de 2008 quando um foguetão 8K82KM Proton-M/DM-2 colocou em órbita três os satélites Cosmos 2442, Cosmos 2443 e Cosmos 2444. O segundo lançamento teve lugar a 25 de Dezembro com três novos satélites a serem colocados com sucesso em órbita



A rede GLONASS

O sistema GLONASS (ГЛОНАСС - Глобалная навигационная спутниковая система - *GLObalnaya NAvigationnaya Sputnikovaya Sistema*) é um sistema de radionavegação por satélite que permite a um número ilimitado de utilizadores obterem dados de navegação tridimensionais sobre quaisquer condições atmosféricas, medição de velocidade e dados de temporização em qualquer zona do globo ou do espaço junto à Terra.

O sistema GLONASS permite a gerência do tráfego naval e aumento da segurança, serviços de cartografia e geodesia, monitorização do transporte pelo solo, sincronização das escalas de tempo entre diferentes objectos, monitorização ecológica e organização de operações de busca e salvamento.

O sistema GLONASS é dirigido para o Governo da Federação Russa pelas Forças Espaciais Russas (operador do sistema) e providencia benefícios significativos às comunidades de utilizadores civis através de várias aplicações. O sistema GLONASS possui dois tipos de sinais de navegação: o sinal standard de navegação precisa (SP) e o sinal de navegação de alta precisão (HP). Os serviços de temporização e posicionamento pelo sinal SP estão disponíveis a todos os utilizadores civis de um modo contínuo, sendo fornecidos em todo o planeta e providenciando a capacidade de obter uma localização horizontal com uma precisão de entre 57 metros a 70 metros (probabilidade de 99,7%) e uma precisão de localização vertical de 70 metros (probabilidade 99,7%). A precisão da medição dos componentes dos vectores de velocidade é de 15 cm/s (probabilidade de 99,7%). Estas características podem ser significativamente melhoradas utilizando modos de navegação diferencial e métodos especiais de medição.

Para obter dados de localização tridimensional, medições de velocidade e dados de temporização, o sistema GLONASS utiliza sinais rádio que são continuamente transmitidos pelos satélites.

Cada satélite transmite dois tipos de sinais (SP e HP). O sinal L1 de SP tem um acesso múltiplo na frequência de divisão em banda L: L1 = 1602 MHz + n * 0,5625 MHz, onde "n" é o número do canal de frequência (n = 1, 2, 3,...). Isto significa que cada satélite transmite um sinal na sua própria frequência que difere de outras frequências de outros satélites. Porém, alguns satélites possuem as mesmas frequências mas esses satélites estão localizados em posições antipodais dos planos orbitais e não aparecem no mesmo horizonte do utilizador. O receptor GLONASS recebe automaticamente os sinais de navegação de pelo menos quatro satélites e mede as suas pseudo-localizações e velocidades. Simultaneamente selecciona e processa a mensagem de navegação dos satélites. O computador do GLONASS processa todos os dados e calcula três coordenadas, três componentes de velocidade e o tempo preciso.

O sistema GLONASS é composto por duas partes principais: a constelação de satélites GLONASS e o complexo de controlo terrestre. A constelação de satélites GLONASS (fabricados pelo Centro de Mecânica Aplicada Reshetnev)[11] completa é composta por 24 veículos em órbita, distribuídos por três planos orbitais cujos nodos ascendentes estão localizados a 120º de cada um. Cada plano orbital possui oito satélites com argumentos de latitude separados em 45º. Para além disso os planos estão separados 15º em latitude.

Cada satélite GLONASS opera numa órbita circular com uma altitude de 19.100 km e uma inclinação orbital de 64,8º, completando cada satélite uma órbita em 11 horas e 15 minutos. O espaçamento entre as órbitas é determinado para que um mínimo de cinco satélites esteja no horizonte de cada utilizador em qualquer parte do globo terrestre. Com uma geodesia

[11] Os satélites GLONASS são fabricados pela Associação de Produção Polyot, enquanto que os satélites GLONASS-M são fabricados pelo Centro de Mecânica Aplicada Reshetnev)

O sistema de tempo GLONASS

Os satélites GLONASS estão equipados com relógios de césio cujo atraso diário não é superior a $5*10^{-13}$ s. Isto providencia uma precisão na sincronização do tempo do satélite relativa ao sistema GLONASS de cerca de 15 nanossegundos, com correcções efectuadas duas vezes por dia pelas estações terrestres. O sistema de tempo GLONASS (GLONASST) é gerado na base do tempo do sincronizador central. As instabilidades diárias do sincronizador central (relógio de hidrogénio atómico) não são superiores a $5*10^{-14}$ s. O desvio do tempo GLONASST relativamente ao tempo UTC deve ser menos de 1 milissegundo. A precisão do desvio deve ser inferior a 1 micro segundo.

É bem conhecido que a escala de tempo fundamental na Terra é determinada pelo IAT (*International Atomic Time*) que resulta da análise levada a cabo pelo *Bureau International de l'Heure* (BIH) em Paris que analisa os dados de muitos países. A unidade fundamental do IAT é o segundo SI que está definido como a duração de 9.192.631.770 períodos da radiação correspondente à transição entre dois estados do átomo de Césio 133. Devido ao facto de o IAT ser uma escala de tempo contínua, possui um problema fundamental para a sua utilização prática: o tempo de rotação da Terra em relação ao Sol está a diminuir em cerca de 1 s por ano. O IAT irá ficar inconvenientemente dessincronizado em relação ao dia solar. Este problema foi superado ao se introduzir o UTC que decorre ao mesmo ritmo que o IAT mas é incrementado por saltos de 1 s quando necessário e normalmente no final de Junho ou Dezembro de cada ano.

É também sabido que cada um dos centros de tempo terrestres mantém uma hora local do tempo UTC, a época e a variação da qual em relação ao tempo UTC (BIH) são monitorizadas e corrigidas periodicamente.

O tempo UTC (CIS[13]) é mantido pelo VNIIFTRI (Centro Meteorológico Principal para o Tempo da Rússia e Serviços de Frequência) em Mendeleevo. Quando o tempo UTC é aumentado em Junho ou Dezembro em 1 s, o tempo GLONASST também o é, não existindo assim diferenças de sincronização entre os dois sistemas. Porém, existe uma diferença de 3 horas entre o tempo GLONASST e o tempo UTC (CIS).

Em comparação como sistema GPS (que não sofre actualizações como dia solar) existe uma diferença de sincronização entre o tempo IAT e o GPS: GPST-UTC = +10 s; IAT-UTC = +29s, logo GPST+19 s = IAT.

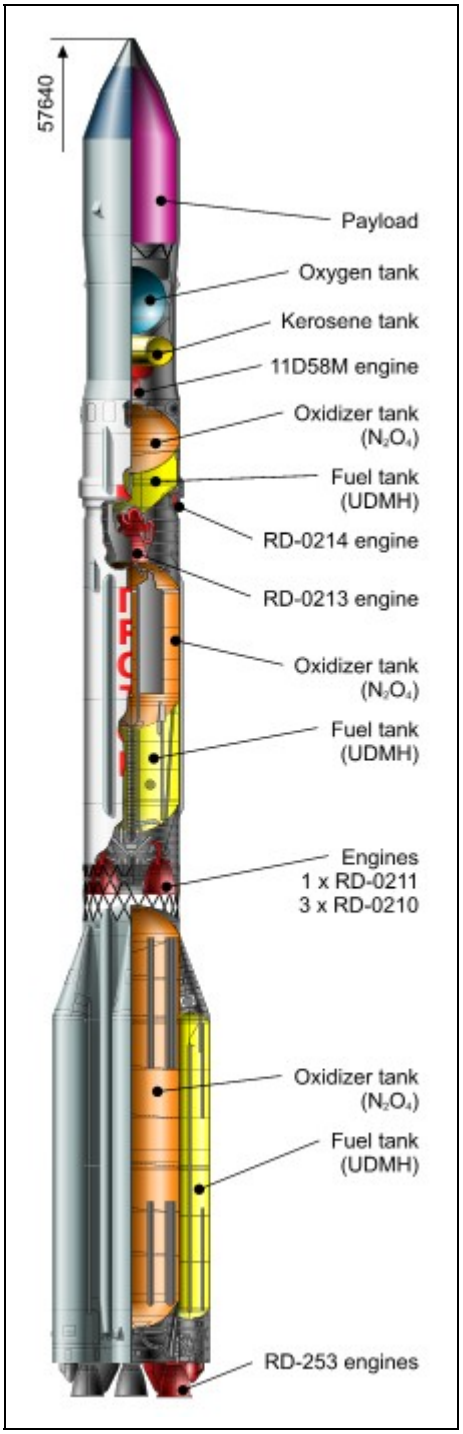
adequada a constelação GLONASS permite uma navegação global e contínua. Cada satélite transmite um sinal numa radiofrequência que contém dados de navegação (efeméride[12] da transmissão, alteração do tempo do satélite relativo ao sistema de tempo GLONASS e à hora UTC, marcadores de tempo, e almanaque GLONASS) para os seus utilizadores.

O sistema GLONASS é operado pelo GCC (*Ground-based Control Complex*). O GCC consiste no SCC (*System Control Center*) localizado em Krasnoznamensk, região de Moscovo, e várias estações de comando CTS (*Command Tracking Stations*) espalhadas pela Rússia. As estações CTS observam os satélites GLONASS e obtêm dados de telemetria provenientes dos sinais dos satélites. A informação do CTS é processada no SCC para determinar a hora do satélite e o seu estado orbital, além de actualizar a informação de navegação de cada veículo. Esta informação actualizada é transmitida ao satélite via CTS que também é utilizado para transmitir a informação de controlo. Os dados de detecção do CTS são periodicamente calibrados utilizando dispositivos de detecção a laser nas estações QOTS (*Quantum Optical Tracking Stations*). Cada satélite transporta reflectores laser para este propósito. A sincronização de todo o processo no sistema GLONASS é muito importante para a sua operacionalidade. Existem um sincronizador central no GCC para este efeito. O sincronizador central é um relógio de hidrogénio atómico de alta precisão que origina a escala de tempo GLONASS. As escalas de tempo a bordo (tendo por base relógio atómicos de césio) de todos os satélites GLONASS estão sincronizadas com o tempo UTC registado em Mendeleevo, região de Moscovo.

Os satélites da rede GLONASS são denominados 11F654 Uragan e têm um peso aproximado de 1.415 kg, tendo um comprimento de 7,84 metros (sem o megnetómetro na sua posição operacional), um diâmetro de 2,35 metros e uma largura de 7,23 metros (sem os painéis solares na sua posição operacional). Os satélites 11F654 Uragan têm uma vida útil de dois anos, enquanto que os veículos da nova geração, 11F654M Uragan-M, com uma massa de 1.480 kg, têm um período de vida útil de sete anos. Os satélites da rede GLONASS são fabricados pela empresa russa *Reshetnev NPO Prikladnoy Mekhaniki* (NPO PM).

[12] As efemérides são as coordenadas exactas do satélite (x, y, z e as suas primeira e segunda derivadas) que descrevem a sua localização no sistema de referência geocêntrico PZ-90. O almanaque GLONASS mantém uma informação actualizada sobre todos os satélites do sistema e inclui os elementos Keplerianos das suas órbitas, dados sobre as alterações do tempo do satélite em relação ao sistema GLONASS e os dados sobre o estado de cada veículo. As efemérides GLONASS são computadas no sistema ECEF (*Earth-Centered, Earth-Fixed*) de referência PZ-90 (PZ – Parâmetros da Terra). Os parâmetros para um elipsóide terrestre comum para o PZ-90 são: a = 6378136 m; f = 1:298,257839303).

[13] CIS – *Comonwealth of Independent States* - Comunidade de Estados Independentes (Nota do Editor).



O foguetão 8K82KM Proton-M/DM-2

As informações gerais sobre o foguetão 8K82KM Proton-M estão descritas em detalhe no artigo "***ILS lança NImiq-4 para a Telesat***".

O 8K82KM Proton-M/DM-2 em geral tem um comprimento de cerca de 57,0 metros, um diâmetro de 7,4 metros e um peso de 712800 kg. É capaz de colocar uma carga de 21000 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou 2920 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 965580 kgf. O Proton-M é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev.

O estágio, Block DM-2 (também designado 11S861 e que difere do Block DM2), tem um peso bruto de 17300 kg e uma massa de 2300 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8670 kgf (85020 kN), tendo um Ies de 352 s e um Tq de 600 s. Tem um diâmetro de 3,70 metros e um comprimento de 7,10 metros. Está equipado com um motor RD-58M (também designado 11D58M) que consome querosene e oxigénio líquido. Tem um peso de 230 kg e desenvolve 8525 kgf em vácuo (83400 kN) com um Ies de 353 s e um Tq de 680 s.

O primeiro lançamento do foguetão 8K82KM Proton-M/DM-2 teve lugar a 25 de Dezembro de 2007 (1932:34UTC) quando o veículo 53528 utilizando o estágio DM-2 (109L) colocou em órbita os satélites de navegação Cosmos 2434, Cosmos 2435 e Cosmos 2436 a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24).

Foram levados a cabo 2 lançamento utilizando o foguetão 8K82KM Proton-M/DM-2 com uma taxe de sucesso de 100%.

A seguinte tabela mostra os lançamentos levados a cabo pelo foguetão 8K82KM Proton-M/DM-2:

Lançamento	Data	Nº Série	Plataforma	Satélites
2007-065	25-Dez-07	53528 / 109L	LC81 PU-24	Cosmos 2434 (32393 2007-065A) Cosmos 2435 (32394 2007-065B) Cosmos 2436 (32395 2007-065C)
2008-046	25-Set-08	????? / ?????	LC81 PU-24	Cosmos 2442 (33378 2008-046A) Cosmos 2443 (33379 2008-046B) Cosmos 2444 (33380 2008-046C)
2008-067	2512-8	????? / ?????	LC81 PU-24	Cosmos 2447 (33466 2008-067A) Cosmos 2448 (33467 2008-067B) Cosmos 2449 (33468 2008-067C)

Nome	Desig. Int.	NORAD	N.º GLONASS	Data Lançamento	Veículo Lançador	Plt. Lançamento
Cosmos 2380	2001-053A	26987	790	1-Dez-01	8K82K Proton-K/DM-2	LC81 PU-24
Cosmos 2381	2001-053B	26988	789			
Cosmos 2382	2001-053C	26989	711*			
Cosmos 2394	2002-060A	27616	791	25-Dez-02	8K82K Proton-K/DM-2M (40902/95L)	LC81 PU-23
Cosmos 2395	2002-060B	27617	792			
Cosmos 2396	2002-060C	27617	793			
Cosmos 2402	2003-056A	28112	794	10-Dez-03	8K82K Proton-K/Breeze-M (41003/88506)	LC81 PU-24
Cosmos 2403	2003-056B	28113	795			
Cosmos 2404	2003-056C	28114	701*			
Cosmos 2411	2004-053A	28508	796	26-Dez-04	8K82K Proton-K/DM-2 (41009 / 104L)	LC81 PU-23
Cosmos 2412	2004-053B	28509	797			
Cosmos 2413	2004-053C	28510	712*			
Cosmos 2417	2005-050A	28915	798	25-Dez-05	8K82K Proton-K/DM-2 (41011 / 106L)	LC81 PU-24
Cosmos 2418	2005-050B	28916	713*			
Cosmos 2419	2005-050C	28917	714*			
Cosmos 2424	2006-062A	29672	715*	25-Dez-06	8K82K Proton-K/DM-2 (41015 / 108L)	LC81 PU-24
Cosmos 2425	2006-062B	29673	716*			
Cosmos 2426	2006-062C	29674	717*			
Cosmos 2431	2007-052A	32275	718*	26-Out-07	8K82K Proton-K/DM-2 (41017 / 110L)	LC81 PU-24
Cosmos 2432	2007-052B	32276	719*			
Cosmos 2433	2007-052C	32277	720*			
Cosmos 2434	2007-065A	32393	721*	25-Dez-07	8K82KM Proton-M/DM-2 (53528 / 109L)	LC81 PU-24
Cosmos 2435	2007-065B	32394	722*			
Cosmos 2436	2007-065C	32395	723*			
Cosmos 2442	2008-046A	33378	724*	25-Set-08	8K82KM Proton-M/DM-2	LC81 PU-24
Cosmos 2443	2008-046B	33379	725*			
Cosmos 2444	2008-046C	33380	726*			
Cosmos 2447	2008-067A	33466	727*	25-Dez-08	8K82KM Proton-M/DM-2	LC81 PU-24
Cosmos 2448	2008-067B	33467	728*			
Cosmos 2449	2008-067C	33468	729*			

Esta tabela mostra os últimos dez lançamentos da série GLONASS com os satélites Uragan e Uragan-M (assinalados com *) Todos os lançamentos são levados a cabo a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur no Cazaquistão. Tabela: Rui C. Barbosa

Lançamento dos satélites Cosmos 2447, Cosmos 2448 e Cosmos 2449

Os preparativos no Complexo de Lançamento LC81 para o lançamento de três novos satélites de navegação para a rede GLONASS tiveram início em finais de Outubro de 2008. O estágio Block DM-2 chegou a Baikonur no dia 13 de Novembro.

O primeiro dos três satélites foi enviado para empresa de fabrico a 18 de Novembro tendo chegado ao cosmódromo no dia seguinte. O segundo satélite chegaria a Baikonur no dia 26 de Novembro e os diferentes estágios do foguetão lançador chegavam ao cosmódromo a 27 de Novembro. Os testes autónomos do estágio Block DM-2 eram finalizados a 28 de Novembro e no dia 1 de Dezembro era finalizada a montagem do segundo satélite. O terceiro satélite era enviado desde a fábrica Reshetnev a 3 de Dezembro, chegando ao cosmódromo no dia seguinte. A montagem do terceiro satélite era finalizada a 9 de Dezembro, seguindo-se a realização dos testes eléctricos. Também neste dia o primeiro dos três satélites era colocado no adaptador de transporte. No dia 10 de Dezembro os três satélites já se encontravam montados neste adaptador que permite o transporte dos três veículos no topo do foguetão lançador.

O lançamento dos três novos satélites de navegação teve lugar às 1043UTC do dia 25 de Dezembro de 2008. O lançamento decorreu sem qualquer problema e os satélites foram colocados nas suas órbitas respectivas.

Os preparativos do estágio Block DM-2 eram finalizados a 11 de Dezembro e no dia seguinte o estágio era abastecido com os seus propolentes hipergólicos. A Unidade de Ascensão (que é composta pelos três satélites, o adaptador de carga, o estágio Block DM-2 e a ogiva de protecção) era finalizada a 15 de Dezembro. As verificações eléctricas da unidade de ascensão foram levadas a cabo a 17 de Dezembro e no dia seguinte foi acoplada os estágios inferiores do foguetão lançador 8K82KM Proton-M. O transporte para a Plataforma de Lançamento PU-24 do Complexo de Lançamento LC81 teve lugar na manhã do dia 22 de Dezembro.

These babies
miss their mother.
Is she on your back?
PLEASE, DON'T WEAR FUR!
PETA
People for the Ethical Treatment of Animals • 757-622-PETA • FurIsDead.com

Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo entre nos meses de Novembro e Dezembro de 2008. Por debaixo de cada lançamento está referida uma sequência de quatro números que indica respectivamente o apogeu orbital (km), perigeu orbital (km), a inclinação orbital em relação ao equador terrestre (º) e o período orbital (minutos). Estes dados foram fornecidos pelo *Space Track*. Estes são os dados mais recentes para cada veículo à altura da edição deste número do Boletim Em Órbita.

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local	Peso (kg)
05 Nov.	0015:07	2008-056A	33433	SW-3 Shiyan Weixing-3	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-9)	Jiuquan, SLS-2	
(805 / 785 / 98,47 / 100,77)							
		2008-056B	33434	Chuang Xin-1 (2)			
(806 / 785 / 98,48 / 100,78)							
05 Nov.	2044:20	2008-057A	33436	Astra-1M	8K82KM Proton-M/Briz-M	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	
(35824 / 35748 / 0,09 / 1436,08)							
14 Nov.	1550	2008-058A	33439	Cosmos 2445	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk, LC16/2	
(357 / 183 / 67,15 / 89,91)							
15 Nov.	0055:39	2008-059A	33441	STS-126 ISS ULF2	OV-105 Endeavour	Centro Espacial Kennedy, LC39A	
Regressou à Terra a 30 de Novembro de 2008							
		2008-059B	33445	PSSC (*Pico-Satellite Solar Cell experiment*)			
(341 / 338 / 51,6 / 91,3)							
26 Nov.	1238:38	2008-060A	33443	Progress M-01M	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5	
(357 / 259 / 51,64 / 90,68)							
01 Dez.	0442	2008-061A	33446	YG-4 YaoGan-4	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-10)	Jiuquan, SLS-2	
(654 / 632 / 97,91 / 97,58)							
02 Dez.	0500	2008-062A	33447	Cosmos 2446	8K78M Molniya-M/2BL	GIK-1 Plesetsk, LC16/2	
(39772 / 622 / 62,97 / 718,59)							
10 Dez.	1343:00	2008-063A	33453	Ciel-2	8K82KM Proton-M/Briz-M	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	
(35793 / 35778 / 0,04 / 1436,06)							
15 Dez.	0322	2008-064A	33456	YG-5 YaoGan-5	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-12)	Taiyuan, LC2	
(497 / 486 / 94,43 / 97,39)							
20 Dez.	2235:07	2008-065A	33459	Hot Bird-9	Ariane-5ECA (V186)	CSG Kourou, ELA3	
(35703 / 35697 / 0,11 / 1431,69)							
		2008-065B	33460	Eutelsat-W2M			
(35835 / 35735 / 0,04 / 1436,03)							
23 Dez.	0054:04	2008-066A	33463	FY-2E Feng Yun-2E	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-16)	Xi Chang, LC2	
(35798 / 35770 / 2,54 / 1435,99)							
25 Dez.	1043	2008-067A	33466	Cosmos 2447	8K82KM Proton-M/DM-2	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24	
(19139 / 19121 / 64,79 / 675,73)							
		2008-067B	33467	Cosmos 2448			
(19138 / 19122 / 64,77 / 675,73)							
		2008-067C	33468	Cosmos 2449			
(19143 / 19117 / 64,78 / 675,73)							

Outros Objectos Catalogados

Data Lançamento	Des. Int.	NORAD	Designação	Veículo Lançador	Local de Lançamento
02 Dezembro	2008-062B	33447	8K78M Plataforma	8K78M Molniya-M/2BL	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
02 Dezembro	2008-062C	33448	Block-I	8K78M Molniya-M/2BL	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
02 Dezembro	2008-062D	33449	Block-2BL	8K78M Molniya-M/2BL	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
02 Dezembro	2008-062E	33450	(Destroço)	8K78M Molniya-M/2BL	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
25 Outubro	2008-053F	33451	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-11)	Taiyuan, LC2
10 Dezembro	2008-063B	33453	Briz-M Tanque	8K82KM Proton-M/Briz-M	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
10 Dezembro	2008-063C	33454	Briz-M	8K82KM Proton-M/Briz-M	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
15 Dezembro	2008-064B	33456	L-14 (CZ4B-12)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-12)	Taiyuan, LC2
08 Dezembro	2006-053D	33457	(Destroço) Feng Yun-2D	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-11)	Xi Chang, LC2
20 Dezembro	2008-065C	33461	Sylda (V186)	Ariane-5ECA (V186)	CSG Kourou, ELA3
20 Dezembro	2008-065D	33462	ESC-A (V186)	Ariane-5ECA (V186)	CSG Kourou, ELA3
23 Dezembro	2008-066B	33464	H-18 (CZ3A-16)	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-16)	Xi Chang, LC2
23 Dezembro	2008-066C	33465	Motor Apogeu FY-2E	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-16)	Xi Chang, LC2
25 Dezembro	2008-067D	33469	SL-12 R/B(1)	8K82KM Proton-M/DM-2	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
25 Dezembro	2008-067E	33470	SL-12 Plataforma	8K82KM Proton-M/DM-2	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
25 Dezembro	2008-067F	33471	Block DM-2	8K82KM Proton-M/DM-2	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
25 Dezembro	2008-067G	33472	SL-12 Motor Auxiliar	8K82KM Proton-M/DM-2	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
25 Dezembro	2008-067H	33473	SL-12 Motor Auxiliar	8K82KM Proton-M/DM-2	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
25 Junho	2006-026VV	33474	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20
a (são catalogados 10 destroços resultantes da desintegração do satélite Cosmos 2421)					
25 Junho	2006-026WE	33483	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20
25 Outubro	2008-053F	33484	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-11)	Taiyuan, LC2
07 Maio	1983-044FX	33485	(Destroço) Cosmos 1461	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20
a (são catalogados 5 destroços resultantes da desintegração do satélite Cosmos 2421)					
07 Maio	1983-044GB	33489	(Destroço) Cosmos 1461	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20

Regressos / Reentradas

A primeira tabela indica alguns satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram nas passadas semanas. Estas informações são cedidas pelo *Space Track*. Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão; Ino: inoperacional; Ope: Operacional.

Data	Status	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Data Lanç.	Local Lançamento	D. Órbita
01 Dez.	Ree.	2006-026TW	33306	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	889
01 Dez.	Ree.	2006-026VS	33430	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	889
02 Dez.	Ree.	2006-026UL	33356	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	890
03 Dez.	Ree.	2006-026SR	33267	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	891
04 Dez.	Ree.	2006-026SR	33021	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	892
04 Dez.	Ree.	2006-026JA	33195	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	892
04 Dez.	Ree.	2008-041V	33343	(Destroço)	CZ-2C Chang Zheng-2C/SMA (F-18)	09 Junho	Taiyuan, LC1	178

04 Dez.	Ree.	2008-041V	33347	(Destroço)	CZ-2C Chang Zheng-2C/SMA (F-18)	09 Junho	Taiyuan, LC1	178
04 Dez.	Ree.	2006-026VD	33417	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	892
06 Dez.	Ree.	2006-026JM	33032	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	893
07 Dez.	Ree.	2006-026CR	33841	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	894
07 Dez.	Ree.	2008-043A	33340	Progress M-65	11A511U Soyuz-U (Sh15000-111)	10 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5	88
11 Dez.	Ree.	2006-026KU	33080	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	898
11 Dez.	Ree.	2006-026TN	33298	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	898
12 Dez.	Ree.	1999-025ZU	30307	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	3504
12 Dez.	Ree.	2006-026UW	33366	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	899
14 Dez.	Ree.	2006-026GQ	32937	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	901
14 Dez.	Ree.	2008-037B	33273	Block-I (77057143)	14A14-1b Soyuz-2.1b (77057143)	26 Julho	GIK-1 Plesetsk, LC43/4	141
14 Dez.	Ree.	2006-026VH	33421	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	903
16 Dez.	Ree.	1999-025BAN	30948	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	3508
17 Dez.	Ree.	2006-026QK	33210	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	906
17 Dez.	Ree.	2006-026TU	32304	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	906
18 Dez.	Ree.	2006-026UT	33363	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	907
19 Dez.	Ree.	2006-026LG	32092	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	908
19 Dez.	Ree.	2006-026RV	33247	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	908
19 Dez.	Ree.	2006-026VN	32426	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	908
21 Dez.	Ree.	2002-037AX	28752	(Destroço)	8K82K Proton-K/DM-5 (40801/1L)	25 Julho	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24	2341
21 Dez.	Ree.	2006-026HT	33014	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	910
21 Dez.	Ree.	2008-054B	33413	Delta-K (D336)	Delta-2 7420-10C (D336)	25 Outubro	Vandenberg AFB, SLC-2W	57
23 Dez.	Ree.	1989-001T	28259	(Destroço)	8K82K Proton-K/DM-2 (350-02)	10 Janeiro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	7287
23 Dez.	Ree.	2006-026VP	33427	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	912
24 Dez.	Ree.	1993-014AM	28960	(Destroço)	15Zh58 Start-1	25 Março	GNIIP Plesetsk, LC158	5753
24 Dez.	Ree.	2006-026EM	32886	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	913
25 Dez.	Ree.	2006-026UH	33353	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	914
25 Dez.	Ree.	2008-067E	33470	SL-12 Plataforma	8K82KM Proton-M/DM-2	25 Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24	0
26 Dez.	Ree.	2008-067D	33471	SL-12 R/B(1)	8K82KM Proton-M/DM-2	25 Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24	1
27 Dez.	Ree.	2008-041L	33330	(Destroço)	CZ-2C Chang Zheng-2C/SMA (F-18)	09 Junho	Taiyuan, LC1	201
30 Dez.	Ree.	1999-025ARG	30698	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	3522
30 Dez.	Ree.	2006-026FL	32909	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	919
31 Dez.	Ree.	2008-041S	33338	(Destroço)	CZ-2C Chang Zheng-2C/SMA (F-18)	09 Junho	Taiyuan, LC1	205

Quadro dos lançamentos orbitais previstos para Fevereiro / Março de 2009

Dia	Lançador	Carga	Local
Fevereiro			
02*	Safir-2	Omid	Semnan (?)
06*	Delta-2 7320 (D338)	NOAA-N Prime	Vandenberg AFB, SLC-2W
10	11A511U Soyuz-U	Progress M-66 (ISS-32P)	GIK-5 Baikonur, LC31 PU-6
11	8K82KM Proton-M/Briz-M	Ekspress-AM44	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
		Ekspress-MD1	
13	Ariane-5ECA (V187)	Hot Bird-10	CSG Kourou, ELA3
		NSS-9	
		SPIRALE-1	
		SPIRALE-2	
22	OV-103 Discovey	STS-119	Centro Espacial Kennedy, LC39A
23	Taurus-XL	OCO	Vandengerg AFB, SLC-756-E
25	11K77 Zenit-3SL/DM-SL	Sicral-1B	Oceano Pacífico 154º O, Odyssey
26	11K77 Zenit-3SLB/DM-SLB	Telstar-11N	GIK-5 Baikonur, LC45 PU-1 (17P887)
28	8K82KM Proton-M/DM-2	Garpun	GIK-5 Baikonur

* Lançamentos já levados a cabo a quando da edição deste número do Boletim Em Órbita.

Março			
06	Delta-2 7925 (D339)	Kepler	Cabo Canaveral AFS, SLC-17B
10	Atlas-5/421 (AV-016)	WGS-2	Cabo Canaveral AFS, SLC-41
16	Rokot-M/Briz-M	GOCE	GIK-1 Plesetsk, LC132
24	Delta-2 7925 (D340)	Navstar GPS-II-R-20	Cabo Canaveral AFS, SLC-17
25	PSLV-C	Oceansat-2	Satish Dawan SHAR, Sriharikota Isl
		BeeSat, UWE-2	
		ITU-pSAT 1, SwissCube-1	
26	11A511U-FG Soyuz-FG	Soyuz TMA-14	GIK-5 Baikonur LC1 PU-5
28	8K82KM Proton-M/Briz-M	Eitelsat-W2A	GIK-5 Baikonur
??	CZ-4B Chang Zheng-4B	ZY-3 Zi Yuan-3	Taiyuan
??	14A14-1a Soyuz-2-1a/Fregat	Meridian n.º 2	GIK-1 Plesetsk

Próximos Lançamentos Tripulados

22 de Fevereiro de 2009 STS-119 / ISS15A OV-103 Discovery (36) KSC, LC-39A
Lee Joseph Archambault (2); Dominic Anthony Antonelli (1); John Lynch Philips (3); Steven Ray Swanson (2);
Joseph Michael Acaba (1); Richard Robert Arnold (1); Koichi Wakata (3); Soichi Noguchi (suplente de Koichi Wakata)

26 de Março de 2009 Soyuz TMA-14 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Gennady Padalka; Michael R Barratt; Charles Simony (?)
Maksim Surayev; Jeffrey Williams; Esther Dyson (?)

?? de Maio de 2009 STS-125 / HST-SM-04 OV-104 Atlantis (30) KSC, LC-39A
Scott Douglas Altman (4); Gregory Carl Johnson (1); Michael Timathy Good (1); Katherin Megan McArthur (1);
John Mace Grunsfeld (5); Michael James Massimino (2); Andrew J. Feustel (1)

15 de Maio de 2009 STS-127 / ISS-2J/A OV-105 Endeavour (23)
Mark Polansky; Douglas Hurlay; David Wolf; Julie Payette;
Christopher Cassidy; Thomas Marshburn; Timothy Kopra; Timothy Creamer (suplente de Timothy Kopra)

25 de Maio de 2009 Soyuz TMA-15 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Roman Romanenko; Frank DeWine; Robert Thirsk
Dmitri Kondratyev; André Kuipers; Chris Hadfield

30 de Julho de 2009 STS-128 OV-104 Atlantis (31)
Frederick Sturckow; Kevin Ford; Patrick Forrester; John Olivas;
José Hernández; Christer Fuglesang; Nicole Stott; Catherine Coleman (suplente de Nicole Stott)

1 de Outubro de 2009 Soyuz TMA-16 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Maskim Surayev; Jeffrey Williams
Alexander Skvortsv; Shannon Walker

15 de Outubro de 2009 STS-129 / ISS ELC-1 ELC-2 OV-103 Discovery (37)
Charles Hobaugh; Barry Wiomore; Michael Foreman; Robert Satcher; Randolph Bresnik; Leland Melvin

?? de Novembro de 2009 Soyuz TMA-17 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Oleg Kotov; Soichi Noguchi; Timothy Creamer
Anton Skaplerov; Satoshi Furokawa; Douglas Wheelock

10 de Dezembro de 2009 STS-130 ISS Node 3 Cupola OV-105 Endeavour (24)
George Zamka; Terry Virst, Jr.; Robert Behnken;
Nicholas Patrick; Kathryn Hire; Stephen Robinson

11 de Fevereiro de 2010 STS-131 OV-104 Atlantis (32)
Alan Poindexter; James P. Dutton; Richard Mastracchio; Clayton Anderson;
Dorothy Metcalf-Lindenburger; Stephanie Wilson; Naoko Yamazaki

?? de Março de 2010 Soyuz TMA-18 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Alexander Kaleri; Mikhail Korniyenko; Tracy Caldwell
Mikhail Tyurin; Alexander Samokutyayev; Scott Kelly

8 de Abril de 2010 STS-132 OV-103 Discovery (38)
Tripulação ainda por definir

?? de Maio de 2010 Soyuz TMA-19 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Alexander Skvortsov; Shannon Walker; Douglas Wheelock
Fyodor Yurchikhin; André Kuipers; Catherine Coleman

31 de Maio de 2010 STS-133 OV-105 Endeavour (25)
Tripulação ainda por definir

?? de Outubro de 2010 Soyuz TMA-20 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Dmitri Kondratyev; Oleg Skripochka; Scott Kelly
Anatoli Ivanishin; Sergei Revin; ???

?? de Novembro de 2010 Soyuz TMA-21 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Fyodor Yurchikhin; André Kuipers; Catherine Coleman
????; ????; ????

?? -??? -10 Shenzhou-10 CZ-2F/G Chang Zheng-2F/G Jiuquan

Futuras Expedições na ISS

Expedição 18

A tripulação da Expedição 18 é composta por Edward Michael Fincke e Yuri Valentinovich Lonchakov que chegaram à ISS a bordo da Soyuz TMA-13 para se juntarem a Gregory Errol Chamittoff que regressará à Terra na missão STS-126 (lançada a 15 de Novembro de 2008) que por sua vez transportará a astronauta norte-americana Sandra Magnus. Magnus será substituída pelo astronauta japonês Koichi Wakata que será lançado na missão STS-119 (com lançamento previsto para 12 de Fevereiro de 2009). Wakata regressará à Terra a bordo da missão STS-127 que será lançada a 15 de Maio de 2009. Os suplentes de Sandra Magnus e Koichi Wakata, são, respectivamente, Nicole Marie Passonno Stott e Soichi Noguchi.

Expedição 19

A tripulação da Expedição 19 será composta pelo cosmonauta Gennadi Padalka e pelo astronauta Michael Barratt que serão lançados a bordo da Soyuz TMA-14 a 25 de Março de 2009 (os suplentes são Maksim Surayev e Jeffrey Williams, respectivamente). Ao chegarem à ISS os dois homens juntam-se a Koichi Wakata que regressará à Terra na missão STS-127 que transportará o astronauta norte-americano Timothy Kopra (cujo suplente será Timothy Creamer). Kopra regressará à Terra a bordo da missão STS-128.

Expedição 20

A Expedição 20 terá início com a acoplagem da Soyuz TMA-15. A tripulação da Expedição 20 será composta por Roman Romanenko, pelo belga Frank de Winne e pelo Canadiano Robert Thirsk (os suplentes são Dmitri Kondratyev, André Kuipers e Chris Hadfield). Os três homens serão lançados a bordo da Soyuz TMA-15 a 25 de Maio de 2009. Nicole Marie Passonno Stott fará também parte desta expedição quando for lançada na missão STS-128 (a astronauta suplente será Catherine Coleman).

Expedição 21

A Expedição 21 inicia-se com a separação da Soyuz TMA-14 em Outubro de 2009. Dois novos membros chegarão à ISS a bordo da Soyuz TMA-16 antes da partida da tripulação anterior. Desta expedição farão parte o cosmonauta belga Frank DeWinne, que será o primeiro Comandante europeu da ISS, Robert Thirsk, Roman Romanenko, Nicole Marie Passonno Stott, Maksim Surayev (que será lançado a 30 de Setembro de 2009 na Soyuz TMA-16 e regressará à Terra a Março de 2010) e por Jeffrey Williams (que será lançado também a bordo da Soyuz TMA-16 e regressará à Terra em Março de 2010). Os suplentes de Maksim Surayev e Jeffrey Williams são Oleg Skripochka e Alexander Skvostsov.

Expedição 22

A Expedição 22 inicia-se com a partida da Soyuz TMA-15 em Novembro de 2009. Três novos membros irão chegar à ISS pouco depois a bordo da Soyuz TMA-17. Desta expedição farão parte Jeffrey Williams (Comandante), Maksim Surayev, Oleg Kotov, Soichi Noguchi e por Timothy Creamer (estes três últimos serão lançados a bordo da Soyuz TMA-17 a 9 de Dezembro de 2009 e regressarão à Terra em Maio de 2010). Os suplentes de Kotov, Noguchi e Creamer são Anton Shkaplerov, Satoshi Furukawa e Douglas Wheelock.

Expedição 23

A Expedição 23 inicia-se com a partida da Soyuz TMA-16 em Março de 2010. Três novos membros irão chegar à ISS pouco depois a bordo da Soyuz TMA-01M. Desta expedição farão parte Oleg Kotov (Comandante), Soichi Noguchi, Timothy Creamer, Alexander Kaleri, Mikhail Korniyenko e Tracy Caldwell (estes três últimos serão lançados a bordo da Soyuz TMA-01M em Abril de 2010 e regressarão à Terra em Setembro de 2010). Os suplentes de Kaleri, Korniyenko e Caldwell são Mikhail Tyurin, Alexander Samokutyayev e Scott Kelly.

Expedição 24

A Expedição 24 inicia-se com a partida da Soyuz TMA-17 em Maio de 2010. Desta expedição farão parte Alexander Kaleri (Comandante), Mikhail Korniyenko, Tracy Caldwell, Alexander Skvortsov, Shannon Walker e Douglas H. Wheelock. Skvortsov, Walker e Wheelock que serão lançados a bordo da Soyuz TMA-18 a 30 de Maio de 2010 (os suplentes são Fyodor Yurchikhin, André Kuipers e Catherin Coleman).

Expedição 25

A Expedição 25 inicia-se com a partida da Soyuz TMA-01M em Setembro de 2010. Desta expedição farão parte Douglas Wheelock (Comandante), Alexander Skvortsov, Shannon Walker, Dmitri Kondratiyev, Oleg Skripochka e por Scott Kelly (estes três últimos serão lançados a bordo da Soyuz TMA-19 20 de Setembro de 2010. Os suplentes de Kondratiyev e Skripochka são Anatoli Ivanishin e Sergei Revin, não estando ainda nomeado qualquer suplente para Scott Kelly. Kondratiyev, Skripochka e S. Kelly regressarão à Terra em Março de 2011 a bordo da Soyuz TMA-19.

Expedição 26

A Expedição 26 inicia-se com a partida da Soyuz TMA-18 em Novembro de 2010. Desta expedição farão parte Scott Kelly (Comandante), Dmitri Kondratyev, Oleg Skripochka, Andrei Borisenko, Catherin Coleman e Paolo Nespoli, sendo estes três últimos lançados a bordo da Soyuz TMA-20 a 25 de Novembro de 2010. Borisenko, Coleman e Nespoli regressarão à Terra em Maio de 2011 a bordo da Soyuz TMA-20.

Cronologia Astronáutica (XLVI)

Por Manuel Montes

-Agosto de 1941: Realiza-se o último ensaio do motor Wyld patrocinado pela *American Rocket Society*. Chegados a este ponto, o pessoal envolvido no seu desenvolvimento considera que é possível comercializa-lo. O primeiro contacto, que inclui uma demonstração, realiza-se com êxito junto Marinha norte-americana. Esta indica, porém, que não outorga contratos a indivíduos independentes senão a empresas. A única recomendação é a realização de um relatório completo para Novembro de 1941, perante a possibilidade de que se abra uma excepção.

-10 de Agosto de 1941: Uma nova tentativa de Robert Goddard acaba em fracasso. O foguetão P-34 sofre uma pequena explosão e incendeia-se, com o que leva a cortar o abastecimento de propolentes e à suspensão do lançamento.

-17 de Agosto de 1941: Goddard volta a tentar o lançamento do foguetão P-35 mas de novo uma explosão acaba com a mesma torre.

-23 de Agosto de 1941: Produz-se o primeiro voo de um engenho norte-americano tripulado e propulsionado somente por foguetões. Desmontou-se o motor e a hélice de um Ercoupe e no seu lugar instalaram-se 12 foguetões sólidos JATO. Pilotado por Homer A. Boushey, e depois de um impulso inicial pela tracção de uma camioneta, o avião acende 11 dos 12 foguetões (um deles falhou) e despega. Alcança uns 20 pés de altitude.

-Setembro de 1941: Tanto a *US Navy* como o *US Army* solicitam os serviços de Goddard. A deterioração da situação na Europa e os avanços nos mísseis alemães obrigam a passar à acção. O próprio mecenas de Goddard, Gugenheim, oferece as instalações de Roswell aos militares caso sejam necessárias. Finalmente, o engenheiro assina um contrato com a *US Navy* em Novembro de 1941.

-Setembro de 1941: Efectua-se o primeiro voo do avião alemão Me-163A. Está equipado com um motor foguetão "frio" construído por H. Walther. Este tipo de motores, porém, não é muito fiável e são finalmente abandonados. Apesar de tudo, se alcançam velocidades elevadas, até 1003 km/h.

-10 de Setembro de 1941: Primeiro ensaio de voo planado do avião-foguete soviético BI-1. Nesta ocasião será levado até à altitude indicada com o auxílio de um avião de tracção.

-10 de Outubro de 1941: Goddard realiza o seu último ensaio em voo antes de se dedicar ao seu novo trabalho com a US Navy. O P-36 desenvolve 91 kg de força mas o cabo umbilical nega-se a desenganchar e o foguetão só pode elevar-se uns centímetros até que é apagado. Depois desta série de experiências, Goddard sabe o que necessita fazer para solucionar os problemas e conseguir por fim um foguetão-sonda capaz de alcançar grandes altitudes. A sua contratação pela US Navy, porém, obriga-o a arrumar esta questão durante um tempo. Agora dedicar-se-á a desenvolver foguetões para assistir à decolagem de aviões (JATO), e a outros projectos. Chegará inclusive a examinar os restos de um míssil alemão V-2 capturado, onde, contrariado, verá reencarnadas quase todas as suas invenções, úteis e operativas num sistema que teve êxito devido aos recursos e ao pessoal que a ele se dedicaram. Por desgraça, Goddard já não regressará às suas experiências após a Guerra já que morrerá antes de o conseguir:

-Dezembro de 1941: Walter Thiel, o chefe de desenvolvimento de motores de Peenemünde, investiga as características que deveria ter o motor para propulsionar o possível A-10, o qual, unido a um A-9 (uma V-2 com asas), poderia chegar a bombardear Washington procedente da Europa. O que se poderia converter no primeiro míssil balístico intercontinental tería um alcance de 5000 km, de modo que necessitará uma potência de despegue de mais de 181000 kg. Dado que serão necessários mais de três anos para lograr um motor como esse, Thiel planeia usar no seu lugar seis motores semelhantes aos que se estão a ser desenvolvidos para uma versão melhorada da V-2 (A-4). Toda esta informação é considerada altamente secreta.

-18 de Dezembro de 1941: O grupo de Wyld, da *American Rocket Society*, recebe a aprovação das suas propostas de motores-foguete, assim que para poder encarregar-se do trabalho vêm-se obrigados a fundar a empresa *Reaction Motors*. O primeiro contrato será a construção de motores para aplicações JATO. Em pouco tempo, depois da guerra, a companhia, fruto do entusiasmo de vários entusiastas do desenvolvimento dos foguetões, irá construir uma boa parte dos motores que irão equipar os famosos aviões X-1, o foguetão-sonda Viking, etc.

Nota sobre o autor: Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor freelancer e divulgador científico desde 1989, especializando-se em temas relacionados com a Astronáutica e Astronomia. Pertence a diversas associações espanholas e internacionais, tais como a *Sociedad Astronómica de España y América* e a *British Interplanetary Society*, tendo colaborado com centenas de artigos para um grande número de publicações, entre elas a britânica *Spaceflight* e as espanholas *Muy Interessante*, *Quo*, *On-Off*, *Tecnología Militar*, U*niverso* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito "*Noticias del Espacio*", distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins "*Noticias de la Ciencia y la Tecnologia*" e "*NC&T Plus*", participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página "*Terra*".

Estatísticas do Voo Espacial tripulado

Esta secção do ***Em Órbita*** será dedicada a estabelecer as estatísticas relacionadas com o programa espacial tripulado em geral.

Os 10 mais experientes

Sergei Konstantinovich Krikalev (Soyuz TM-7; Soyuz TM-12; STS-60; STS-80; Soyuz TM-31; Soyuz TMA-6)
Tempo total de voo: 803d 09h 33m 29s

Sergei Vasilyevich Avdeyev (Soyuz TM-15; Soyuz TM-22; Soyuz TM-28)
Tempo total de voo: 747d 14h 14m 11s – 14 de Fevereiro de 2003

Valeri Vladimirovich Polyakov (Soyuz TM-6; Soyuz TM-18)
Tempo Total de voo: 678d 16h 33m 36s – 1 de Junho de 1995

Anatoli Yakovlevich Solovyov (Soyuz TM-5; Soyuz TM-9; Soyuz TM-15; STS-71; Soyuz TM-26)
Tempo total de voo: 651d 00h 02m 00s – 2 de Fevereiro de 1999

Alexander Yurievich Kaleri (Soyuz TM-14; Soyuz TM-24; Soyuz TM-30; Soyuz TMA-3)
Tempo total de voo: 610d 03h 40m 59s

Victor Mikhailovich Afanasyev (Soyuz TM-11; Soyuz TM-18; Soyuz TM-29; Soyuz TM-33)
Tempo total de voo: 555d 18h 28m 48s – 17 de Abril de 2006

Yuri Vladimirovich Usachyov (Soyuz TM-18; Soyuz TM-23; STS-101; STS-102)
Tempo total de voo: 552d 22h 19m 12S – 5 de Abril de 2004

Musa Khiramanovich Manarov (Soyuz TM-4; Soyuz TM-11)
Tempo total de voo: 541d 00h 28m 48s – 23 de Julho de 1992

Alexander Stepanovich Viktorenko (Soyuz TM-3; Soyuz TM-8; Soyuz TM-14; Soyuz TM-20)
Tempo total de voo: 489d 01h 40m 48s – 30 de Maio de 1997

Nikolai Mikhailovich Budarin (STS-71; Soyuz TM-27; STS-113)
Tempo total de voo: 444d 01h 26m 24s – 7 de Setembro de 2004

As datas após o 'Tempo total de voo' indicam a altura em que deixou o activo.

Os 10 voos mais longos

Valeri Vladimirovich Polyakov 437d 16h 48m 00s Soyuz TM-18 (Mir EO-15/16/17)
De 8 de Janeiro de 1994 (Soyuz TM-18) a 22 de Março de 1995 (Soyuz TM-20)
Sergei Vasilyevich Avdeyev 379d 14h 24m 00s Soyuz TM-28 (Mir EO-26/27)
De 13 de Agosto de 1998 (Soyuz TM-28) a 28 de Agosto de 1999 (Soyuz TM-29)
Musa Khiramanovich Manarov 365d 21h 36m 00s Soyuz TM-4 (Mir EO-3)
De 21 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-4) a 21 de Dezembro de 1988 (Soyuz TM-6)
Vladimir Georgievich Titov 365d 21h 36m 00s Soyuz TM-4 (Mir EO-3)
De 21 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-4) a 21 de Dezembro de 1988 (Soyuz TM-6)
Yuri Viktorovich Romanenko 326d 12h 00m 00s Soyuz TM-2 (Mir EO-2/3)
De 5 de Fevereiro de 1987 (Soyuz TM-2)a 29 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-3)
Sergei Konstantinovich Krikalev 311d 19h 12m 00s Soyuz TM-12 (Mir EO-9/10)
De 18 de Maio de 1991 (Soyuz TM-12) a 25 de Março de 1992 (Soyuz TM-13)
Valeri Vladimirovich Polyakov 240d 21h 36m 00s Soyuz TM-6 (Mir EO-3/4)
De 29 de Agosto de 1988 (Soyuz TM-6) a 27 de Abril de 1989 (Soyuz TM-7)
Leonid Denisovich Kizim 237d 22h 41m 22s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 11 de Abril de 1984 (Soyuz T-11)
Vladimir Alexeievich Solovyov 237d 22h 41m 22s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 11 de Abril de 1984 (Soyuz T-11)
Oleg Yurievich Atkov 237d 22h 41m 22s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 11 de Abril de 1984 (Soyuz T-11)

Os 10 menos experientes

Gherman Stepanovich Titov	1d 01h 18m 00s	Vostok-2
Boris Borisovich Yegorov	1d 00h 17m 03s	Voskhod-2
Konstantin Petrovich Feoktistov	1d 00h 17m 03s	Voskhod-2
Yang Liwei	0d 21h 21m 36s	Shenzhou-5
Virgil Ivan 'Gus' Grissom	0d 05h 08m 37s	MR-4 Literty Bell-7
Malcom Scott Carpenter	0d 04h 56m 05s	MA-7 Aurora-7
Yuri Alexeievich Gagarin	0d 01h 48m 00s	Vostok-1
Sharon Christa McAuliffe	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger
Gregory Bruce Jarvis	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger
Michael John Smith	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger

Os 10 mais experientes em AEV

Anatoli Yakovlevich Solovyov	77h 41m – 16
Michael Eladio Lopez-Alegria	67h 41m – 10
Jerry Lynn Ross	58h 27m – 9
Steven Lee Smith	49h 34m – 7
Scott Eduard Parazynski	46h 36m – 7
Joseph Richard Tanner	46h 30m – 7
Nikolai Mikhailovich Budarin	44h 14m – 9
Robert Lee Curbeam	45h 40m – 7
Yuri Ivanovich Onufriyenko	43h 14m – 8
Richard Michael Linnehan	43h 05m – 6

Cosmonautas e Astronautas

Segundo a FAI	483
Segundo a USAF	489
Cosmonautas e Astronautas em órbita	480

Número de cosmonautas e astronautas por país (segundo a definição da Federação Astronáutica Internacional)

Rússia	100
Estados Unidos	306
Checoslováquia	1
Polónia	1
Alemanha	10
Bulgária	2
Hungria	1
Vietname	1
Cuba	1
Mongólia	1
Roménia	1
França	9
Índia	1
Canadá	8
Arábia Saudita	1
Holanda	2
México	1
Síria	1
Afeganistão	1
Japão	6
Reino Unido	1
Áustria	1
Bélgica	2
Suíça	1
Itália	5
Ucrânia	1
Espanha	1
Eslováquia	1
África do Sul	1
Israel	1
China	5
Brasil	1
Suécia	1
Malásia	1
Coreia do Sul	1

TOTAL – 480

Explicação dos Termos Técnicos

Impulso específico (Ies) – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newtons). É medido dividindo a velocidade de ejecção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, consequentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em kgf gerada pelo motor por kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

$$\left({}^{\mathrm{kgf}}/_{(\mathrm{kg/s})}\right) = \mathrm{s}$$

Quanto maior é o valor do impulso específico, mais eficiente é o motor.

Tempo de queima (Tq) – Tempo total durante o qual o motor funciona. No caso de motores a combustível sólido representa o valor do tempo que decorre desde a ignição até ao consumo total do combustível (de salientar que os propulsores a combustível sólido não podem ser desactivados após a entrada em ignição). No caso dos motores a combustível líquido é o tempo médio de operação para uma única ignição. Este valor é usualmente superior ao tempo de propulsão quando o motor é utilizado num determinado estágio. É necessário ter em conta que o tempo de queima de um motor que pode ser reactivado múltiplas vezes, é bastante superior ao tempo de queima numa dada utilização (voo).

Impulso específico ao nível do mar (Ies-nm) – Impulso específico medido ao nível do mar.

Órbita de transferência – É uma órbita temporária para um determinado satélite entre a sua órbita inicial e a sua órbita final. Após o lançamento e a sua colocação numa órbita de transferência, o satélite é gradualmente manobrado e colocado a sua órbita final.

Órbita de deriva – É o último passo antes da órbita geostacionária, uma órbita circular cuja altitude é de aproximadamente 36000 km.

Fracção de deriva – É a velocidade de um satélite movendo-se numa direcção longitudinal quando observado a partir da Terra.

Órbita terrestre baixa – São órbitas em torno da Terra com altitude que variam entre os 160 km e os 2000 km acima da superfície terrestre.

Órbita terrestre média – São órbitas em torno da Terra com altitudes que variam entre os 2000 km e os 35786 km (órbita geostacionária). São também designadas órbitas circulares intermádias.

Órbita geostacionária – São órbitas acima do equador terrestre e com excentricidade 0 (zero). Visto do solo, um objecto colocado numa destas órbitas parece estacionário no céu. A posição do satélite irá unicamente ser diferenciada pela sai longitude, pis a latitude é sempre 0º (zero graus).

Órbita polar – São órbitas nas quais os satélites passam sobre o perto dos pólos de um corpo celeste. As suas inclinações orbitais são de (ou aproximadas a) 90º em relação ao equador terrestre.

Delta-v – Em astrodinânica o delta-v é um escalar com unidades de velocidade que mede a quantidade de «esforço» necessário para levar a cabo uma manobra orbital. É definido como

$$\Delta v = \int_t \frac{|T|}{m}\, dt$$

Onde **T** é a força instantânea e **m** é a massa instantânea. Na ausência de forças exteriores, e quando a força é aplicada numa direcção constante, a expressão em cima simplifica para

$$= \int_t |a|\, dt = |v_1 - v_0|$$

, que é simplesmente a magnitude da mudança de velocidade.

Combustíveis e Oxidantes

N_2O_4 – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N_2O_4 consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N_2O_4 contém menos de 0,1% de água. O N_2O_4 tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N_2O_4 é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -11,0ºC e o seu ponto de ebulição a 21,0ºC.

UDMH ($(CH_3)_2NNH_2$) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine* (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -57,0ºC e o seu ponto de ebulição a 63,0ºC.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis aos choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -219,0ºC e o seu ponto de ebulição a -183,0ºC.

LH_2 – Hidrogénio Líquido; O LH_2 é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH_2 é transparente e som odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH_2 é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -259,0ºC e o seu ponto de ebulição a -253,0ºC.

NH_4ClO_4 – Perclorato de Amónia; O NH_4ClO_4 é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.

Em Órbita